

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.5.403

경계층 안정성 이론을 바탕으로 한 익형 위 경계층의 천이지점 예측

박동훈*, 박승오**

Transition Prediction of Boundary Layers over Airfoils based on Boundary Layer Stability Theory

Dong-hun Park* and Seung-O Park**

ABSTRACT

Transition location of boundary layers over airfoils is predicted by using PSE(Parabolized Stability Equations) and e^N -method. Growth rates of disturbances are obtained from the PSE analysis and the N-factor curves are calculated by integrating the growth rates. The computational code developed in the present study is validated by comparing the computed results with the well known data for the cases of flat plate boundary layers and airfoils. Predictions of transition location are made for the boundary layers over NACA0012, NLF(1)-0414F, and NLF(1)-0416 airfoil. Predicted transition locations are found to be in good agreement with the experimental data.

초 록

PSE와 e^N -method를 이용하여 익형 위 경계층의 천이지점을 예측하였다. PSE 해석으로부터 교란의 증폭률을 얻고 증폭률의 적분을 통해 N-factor 곡선들을 계산하였다. 평판 및 익형 위 경계층에 대한 계산결과를 기존 문헌 결과와 비교하여 코드의 검증을 수행하였다. NACA0012, NLF(1)-0414F 그리고 NLF(1)-0416 익형 위 경계층에 대한 천이지점을 예측을 수행하였다. 예측된 천이지점들이 실험결과들과 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words : Boundary Layer(경계층), Transition(천이), Parabolized Stability Equation (포물형 안정성 방정식), Airfoil(익형)

1. 서 론

경계층 천이(transition) 현상은 항력 및 열전달과 같은 공기역학적 특성과 밀접한 관련이 있기 때문에, 실용적 측면에서 관심의 대상이 될 뿐만 아니라 다양한 분야에서 공학적 응용 가능성을 가진다[1]. 층류인 경우의 항력이 난류인 경우보다 작기 때문에, 층류 경계층을 길게 유지 시킬

경우 순항 연료 소모를 크게 줄일 수 있다는 사실이 실용적 중요성을 보여준다[2]. 층류 경계층 영역을 가능한 크게 유지시키고자 설계된 자연 층류(NLF, Natural Laminar Airfoil) 익형과 층류 유동 제어(LFC, Laminar Flow Control) 기법이 천이 현상을 공학적 설계에 활용한 대표적 예이다[3]. NLF 익형이란, 공력 특성(aerodynamic characteristics)에 대한 제약 조건(constraints)을 만족하면서 경계층 천이가 최대한 지연(delay)되도록 형상(geometry)을 설계한 익형이다. NLF 익형의 설계는 기존의 익형 설계 방법들에, 경계층 천이와 연관되는 안정성 이론(stability theory)을 적용하여 이루어진다[4-7]. NLF 익형의

† 2010년 2월 12일 접수 ~ 2010년 4월 28일 심사완료

* 정회원, KAIST 항공우주공학과 대학원

** 정회원, KAIST 항공우주공학과

교신저자, E-mail : sopark@kaist.ac.kr

대전 유성구 과학로 355번지

실제 적용은 지속적으로 증가하고 있으며, 최근 소형 비즈니스 제트인 Hondajet에도 NLF 익형이 설계되어 적용되었다[8]. NLF 익형의 설계를 위해서는 경계층 천이 메커니즘에 대한 이해와, 안정성 이론을 바탕으로 하는 경계층 천이지점 예측 능력이 요구된다. 또한 설정된 천이지점은 유동 해석의 정확도와 직결되기 때문에, 천이지점 예측 능력은 해석 정확도의 향상을 통해 각종 비행체 설계 및 성능 향상을 가져 올 수 있다.

현재 가장 널리 활용되고 있는 익형 위 경계층 천이지점 예측 방법은 선형 안정성 이론(LST, Linear Stability Theory)인 선형 안정성 방정식 및 e^N -method를 이용한 방법이다[1][9]. LST는 평균 유동의 평행류 가정(parallel flow approximation)을 사용하며 경계층 안정성을 국소(local)적으로 해석한다. 또한 곡면 효과를 고려하지 않고 동일한 압력구배를 갖는 평판 경계층으로 근사하여 해석을 수행한다. 비압축성 및 압축성 선형 안정성 해석을 통해 익형 위 경계층의 천이지점을 예측하는 코드로는 대표적으로 각각 SALLY[10]와 COSAL[11] 코드가 있다.

본 연구에서는 안정성 이론 중 비교적 최근에 제안된 포물형 안정성 방정식(PSE) 해석을 기반으로 하는 익형 위 경계층 천이지점 예측을 수행하였다. 안정성 해석에 PSE를 사용함으로써, 선형 안정성 해석에 비해 타당한 해석을 수행하며 계산 소요시간을 개선하였다. 예측된 천이지점을 실험 및 선형 안정성 이론 결과들과 비교하고, 계산 시간과 정확도 측면에서 천이지점 예측 기법의 실용성을 확인하였다.

II. 본 론

2.1 천이지점 예측 방법

천이지점 예측을 위해서는 경계층 안정성 해석이 선행 되어야 한다. 경계층 안정성 해석이란, 경계층 내부의 미소 교란이 하류로 전파(propagation) 됨에 따라 진폭의 증폭 또는 감쇠 여부를 판별하고, 그 증폭 정도를 파악하는 과정을 말한다. 경계층 안정성 해석을 통해 얻어진 교란의 증폭률은 e^N -method를 통한 천이지점 예측에 활용된다.

2.1.1 PSE를 이용한 경계층 안정성 해석

본 연구에서는 경계층 안정성 방정식 중 하나인 PSE 해석을 통하여 천이지점 예측에 필요한 교란의 증폭률을 얻었다. 본 연구에서 사용한

PSE의 formulation 및 이를 이용한 익형 위 경계층 안정성 해석 과정은 참고문헌 [12]에 자세히 설명 되어 있으므로 여기서는 간략하게 언급하도록 한다.

PSE는 선형 안정성 이론(LST)이나 Multiple-scale 기법을 이용한 경계층 안정성 해석 방법이 가지는 제약들을 보완하고 정확도와 속도 측면에서 향상된 해석을 제공하는 안정성 방정식이다 [13]. PSE는 유동의 비평행 효과(non-parallel effect)를 고려할 수 있을 뿐 아니라, 국소적 해석이 아닌 포물형 미분방정식의 marching을 통해 계산되기 때문에 짧은 계산시간으로도 상류(upstream)의 이력(history)이 반영된 안정성 해석이 가능하다[14].

압축성 유동 지배방정식의 유동변수들을 평균 유동과 미소교란(ϕ)의 합으로 표현하면 교란을 지배하는 방정식을 얻는다. PSE는 교란 방정식의 미소 교란을 식 (1)과 같이 파(wave) 형태로 가정하여 적용한 후, 주유동(streamwise) 방향에 대해 포물화(parabolize)한 편미분 방정식이다.

$$\phi(\xi, \eta, \zeta) = \psi(\xi, \eta) \exp \left[i \left(\int_{\xi_0}^{\xi} \alpha(\bar{\xi}) d\bar{\xi} + \beta \zeta - \omega t \right) \right] \quad (1)$$

여기서 α , β 는 각각 무차원화 된 교란의 주유동 방향(ξ), 폭(spanwise) 방향(ζ)으로의 파수, ω 는 교란의 무차원 주파수를 의미한다. PSE는 지배방정식의 교란에 식 (1)을 적용하여, 다음 식 (2)와 같은 구조로 얻어지는 편미분 방정식계이다. PSE는 유도 과정이나 적용하는 가정에 따라 얻어지는 최종 식이 유일하지 않으며, 개념적으로는 포물화 된 교란 방정식을 통틀어 PSE라 일컫는다.

$$\hat{D}\psi + \hat{A} \frac{\partial \psi}{\partial \xi} + \hat{B} \frac{\partial \psi}{\partial \eta} = \hat{V}_m \frac{\partial^2 \psi}{\partial \eta^2} \quad (2)$$

미지 변수는 형상함수 $\psi = \{\hat{p}, \hat{u}, \hat{v}, \hat{w}, \hat{T}\}^T$ 로써, 복소수(complex number)로 표현된 경계층 내의 미소 교란의 진폭(amplitude)을 의미한다. \hat{p} 는 압력, $\hat{u}, \hat{v}, \hat{w}$ 는 속도, \hat{T} 는 온도 교란에 대응한다. PSE는 β 및 ω 가 정해지면, 유동방향의 파수 및 증폭률을 나타내는 복소수 α 를 고유치(eigenvalue)로 하는 미분 방정식계가 된다.

PSE는 층류 경계층 평균 속도 및 온도 분포(profile)들을 계수로 하는 방정식이다. 따라서 안정성 해석을 위해서는 평균 속도 및 온도 분포에 대한 정확한 정보(data)가 우선적으로 얻어져야 한다. 경계층의 속도 및 온도 분포를 계산하기

위해서는 경계층 가장자리(edge)의 유동 정보가 입력 데이터로 요구 된다. 전체 유동장에 대해 오일러 방정식 등의 비점성(inviscid) 유동 해석을 수행한 후, 물체 표면에서의 속도 및 온도 값들을 경계층 가장자리 값으로 취하는 방법이 일반적으로 사용된다. 본 연구에서는 압축성 비점성 유동 해석을 XFOIL[15] 및 상용코드인 FLUENT™를 이용하여 수행하였다. 비점성 해석으로 얻어진 경계층 가장자리(edge) 정보를 경계층 해석 코드에 적용하여 평균속도 및 온도 분포를 계산한다. 익형 표면의 곡면 효과 및 압축성 효과를 모두 반영하기 위해 일반 좌표계에서의 압축성 경계층 방정식을 사용하였다[16]. 경계층 방정식을 4차 정확도로 계산하는 해석 코드를 작성하여 사용하였으며 코드의 알고리즘 및 수치 기법 등은 Iyer(1990)[17]의 방법과 동일한 방법을 채택하였다. 경계층 계산에서 표면 온도 경계 조건은 단열(adiabatic) 조건으로 하였다.

계산된 경계층 평균 유동장 데이터를 PSE 코드의 입력으로 하여 해석을 수행한다. 지배방정식과 계수인 평균유동의 미분 및 격자 metric들을 모두 4차의 유한 차분을 이용하여 차분하면 고유치를 포함한 block penta-diagonal 대수 방정식 계를 얻는다. 여기에 경계조건, 초기조건을 적용하고, 정규화 조건을 만족하도록 하류 방향으로 marching하여 계산해 나간다[14][18]. 초기 조건은 PSE에서 주유동 방향으로의 미분을 무시한 국소 안정성 방정식의 고유치 문제를 계산하여 고유치와 고유벡터를 선택하여 얻는다. 해석하고자하는 주파수 교란의 증폭 시작점을 국소 안정성 방정식 해석으로 찾고, 그 지점으로부터 일정거리 상류의 위치를 marching 시작점으로 하여 초기조건을 계산한다.

특정 주기나 파수를 갖는 미소교란이 시간 또는 공간적으로 증폭 되는 경우, 유동은 불안정성을 가진다고 하며, 반대로 모든 교란이 감쇠 되는 경우는 유동은 안정한 상태라 정의된다. 따라서 안정성 해석 결과들 중 경계층 안정성 특성을 파악하는 지표로써 일반적으로 사용되는 것은 교란의 증폭률(amplification rate)이다. 증폭률은 특정 주파수의 교란이 주유동 방향을 따라 증폭되는 정도를 나타내는 척도로써 다음과 같이 정의 된다.

$$\sigma = -Im(\alpha) + Re\left(\frac{1}{\psi} \frac{\partial \psi}{\partial \xi}\right) \quad (3)$$

여기서 ψ 로는 형상함수의 \hat{u} 또는 \hat{T} 를 사용하거나 mass fluctuation인 $\bar{\rho}\hat{u} + \hat{\rho}U$ 를 사용하기도

한다. 이들은 표면에 수직한 방향으로의 좌표 η 에 대한 함수 이므로, 계산하는 η 위치에 따라 결과가 다르다. 본 연구에서는 일반적으로 사용되는 방법을 채택하였는데, 이는 형상 함수 중 속도 교란 $\hat{u}, \hat{v}, \hat{w}$ 들을 식 (4)와 같이 kinetic energy 형태로 경계층 두께에 걸친 적분을 통해 계산하는 것이다.

$$\sigma = -Im(\alpha) + Re\left(\frac{\int_0^\infty \sum_{i=1}^3 \left(\hat{q}_i \dagger \frac{\partial \hat{q}_i}{\partial \xi}\right) d\eta}{\int_0^\infty \sum_{i=1}^3 |\hat{q}_i|^2 d\eta}\right) \quad (4)$$

증폭률 σ 가 양의 값을 가지면, 해당 교란은 불안정하다는 것을 의미한다.

2.1.2 e^N -method을 이용한 천이지점 예측

천이지점을 예측하는 방법은 크게 네 가지로 분류 할 수 있다. 경계층 파라미터 값들을 경험적 관계식에 적용하는 방법[19], 경계층 안정성 해석과 e^N -method를 이용한 방법, LES나 RANS와 같은 난류 해석을 이용한 방법[20] 그리고 DNS를 통한 방법을 들 수 있다. 경계층 파라미터들을 경험식에 대입하는 예측 방법은 적은 계산으로 천이지점을 예측할 수 있으나 정확도가 떨어지며 경험식의 타당성이 보장되는 특정 유동과 조건에 한해서만 사용 가능하다는 제약이 있다. 난류모델을 이용한 방법은 모델에 따른 결과의 의존성이 크고 계산시간이 길 뿐 아니라 자연 천이(natural transition)의 모사에는 타당하지 않아 주로 bypass 천이의 모사에만 이용된다. DNS를 이용하는 방법은 천이 예측이라기보다는 천이를 포함한 전체 유동장을 전부 모사하는 것이다. 이 방법은 많은 계산 시간을 요구하기 때문에 주로 벤치마크 문제에 대한 기초적 현상의 탐구나 데이터 확보를 목적으로 사용되며, 단시간 내에 천이지점 파악이 요구되는 경우에는 적절하지 못하다. 자연 천이의 천이지점 예측에는 안정성 해석 결과 및 e^N -method를 이용한 방법이 실용적 측면에서 가장 합리적인 방법이라 할 수 있다.

e^N -method는 안정성 해석 결과를 이용해 천이지점을 예측하는 반 경험적(semi-empirical) 방법이며, Smith&Gamberoni(1956)[21]와 Van Ingen(1956)[22]에 의해 처음 제안된 이후 현재까지 사용되고 있다. 불안정성이 시작되는 위치로부터 교란 진폭이 e^N 배 만큼 증폭되면 천이가 발생한다는 가정으로 천이지점을 예측한다. 예를 들어 $N=10$ 으로 하는 예측은, 교란 진폭이 약 $e^{10} \approx$

22,000배로 증폭되면 천이가 발생한다는 가정을 포함한다. 여기서 N 은 N -factor라 하며, 앞의 2.1.1 절에서 언급한 교란의 증폭률 σ 를 식 (5)와 같이 적분한 값이다.

$$N = \int_{s_0}^s \sigma(\xi) ds \quad (5)$$

식 (5)는 일정한 물리적 주파수(physical frequency) 교란에 대한 적분이며 s 는 표면을 따라 측정되는 주 유동 방향(ξ)의 거리이다.

다양한 주파수 교란에 대해 계산된 N 값들로부터, 가정한 N 값에 가장 먼저 도달하는 위치를 천이지점으로 예측하게 된다. 예측 결과가 가정한 N 값에 따라 달라지는 한계성을 가짐에도 불구하고, e^N -method를 이용한 천이지점 예측은 현재까지 알려진 안정성 이론을 이용한 유일한 예측 방법이다. 사용하는 N 값은 경계층 유형별로 조금씩 다르며, 다양한 경계층에 대한 천이 실험 및 안정성 해석 연구들을 통해 대략적인 범위가 알려져 있다. N 값을 결정하는 정해진 방법은 없으나 타당한 예측 결과를 얻기 위해서는 적절한 N 값의 선택이 요구된다. 해석하고자 하는 경계층과 동일한 유형에 대해 알려진 N 값의 범위 내에서 적절한 값을 선택하며, 일반적으로 비행조건과 같이 자유류의 교란이 작은 경우는 상대적으로 큰 값, 풍동 시험과 같이 자유류 교란이 큰 경우에는 작은 값을 선택한다. 평판 경계층에는 9~11 사이가 많이 사용되며, 아음속 익형의 예측에는 대략 9~12 사이의 값을 사용하지만 낮게는 4, 높게는 13.5까지의 값이 이용되는 경우도 있다[23]. 일반적으로 e^N -method를 이용한 천이지점 예측 결과는 가정한 N 값을 함께 제시한다.

본 연구에서는 비행시험이나 매우 낮은 자유류 난류 강도를 가지는 최근의 저난류 풍동 시험 조건에는 $N=12$ 값을 사용하고, 상대적으로 자유류 난류 강도가 높은 1980년대의 NASA Langley Research Center의 저난류 풍동[24]과 같은 시험 조건의 예측에는 $N=11$ 의 값을 사용한다. 보다 높은 난류 강도의 풍동 시험의 경우에는 약 9~10정도의 값을 사용할 수 있다.

앞전(leading edge) 박리(separation)와 같이 층류 경계층이 박리를 포함하는 경우는, 경계층 계산에 점성-비점성(viscous-inviscid) 상호작용 기법 등을 사용해야 한다. 하지만 자연 천이 발생 이전에 층류 박리가 발생하면 곧 이어 박리 유도 천이(separation induced transition)에 의해 난류 경계층이 되므로 본 연구의 천이지점 예측 대상

의 범주를 벗어난다. 층류 박리가 발생하면 박리 점으로부터 멀지 않은 곳에서 천이가 일어난다. 이 경우에는 박리점을 천이지점으로 취급하거나, 경계층 파라미터를 반경험적 식에 적용하여 천이지점을 예측한다[25]. 본 연구에서는 층류 경계층의 박리지점에 도달하기 이전에 천이 예측 조건이 만족되면 자연 천이 발생지점으로 판단하며, 박리가 먼저 발생하는 경우는 박리 유도 천이가 발생하는 것으로 판단한다.

2.2 결과 및 해석

경계층 해석, PSE 해석 및 e^N -방법 코드를 작성하고 이를 이용하여 NACA0012, NNF(1)-0414F 및 NLF-0416 익형 위 경계층의 천이지점을 예측하고 이들을 시험 결과와 비교하였다.

2.2.1 안정성 해석 코드의 검증

본 연구에서 개발된 해석 코드를 천이지점 예측에 적용하기에 앞서 벤치마크 문제 해석을 통해 코드의 검증을 수행하였다. 가장 많이 활용되는 비압축성 평판 경계층의 안정성 해석을 수행하고, 이를 기존 문헌과 비교하였다. 비압축성 평판 경계층의 평균 속도 분포는 잘 알려진 Blasius 분포이다. 그림 1은 비압축성 평판 경계층에서, 무차원 주파수 $F=112$ 인 교란의 증폭률 결과를 레이놀즈수 $R = \sqrt{Re_x}$ 에 대해 나타낸 것이다. 안정성 이론에서 사용하는 무차원 주파수 F 는 다음의 식 (6)으로 정의되며 *는 물리적 값을 의미한다.

$$F = \frac{2\pi f^* \nu_e^*}{(u_e^*)^2} \times 10^6 \quad (6)$$

f^* 는 교란의 주파수, ν_e^* 와 u_e^* 는 각각 기준(reference)이 되는 자유류의 점성계수 및 속도를 의미한다. 그림 1에는 비교를 위해 Chang et al.(1993)[26]에 제시된 PSE 해석 결과와 선형 안정성 해석 결과를 함께 나타내었다. Chang et al.은 평판 경계층에서의 증폭률을 식 (7)과 같이 직교좌표계 x 방향으로의 미분을 사용하여 계산하였다.

$$\sigma = -Im(\alpha) + Re\left(\frac{1}{\psi} \frac{\partial \psi}{\partial x}\right) \quad (7)$$

식 (7)의 변수 ψ 를 \hat{u}_{max} , \hat{v}_{max} , E (integrated disturbance kinetic energy) 등으로 하여 계산한 증폭률들은 서로 같지 않음을 그림 1을 통해 알 수 있다. 이와 같이, 교란의 증폭률은 어떤 변수

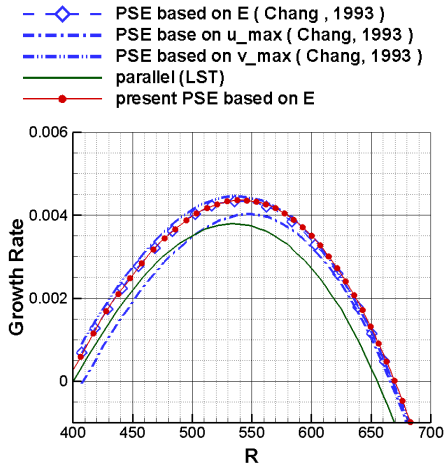


그림 1. Comparison of growth rates of $F=112$ disturbance (incompressible, flat plate boundary layer)

를 기준으로 하는가에 따라 그 값이 조금씩 달라진다[26].

PSE는 특정 위치 x_0^* 에서의 경계층 길이 스케일 $l_0^* = \sqrt{\nu_e^* x_0^* / u_e^*}$ 를 기준 길이(reference length)로 하여 해석한다[18]. 그림 1과 같이 증폭률을 나타낼 때에는 무차원화 된 값을 제시하는데, 일반적으로 PSE 해석 시에 사용된 기준 길이 l_0^* 가 아니라 각 위치에서의 국소(local) 기준 길이를 사용하여 무차원화 하여 나타낸다[27]. 그림 1의 Chang et al.의 증폭률 결과들과 또한 국소 기준길이를 이용한 무차원 증폭률을 나타낸 것이다. 본 연구에서도 동일한 해석을 위하여 증폭률 계산에 식 (3) 대신 식 (7)을 사용하였으며, 기준 변수는 E 를 사용하였다. 그림 1을 통해 해석 결과가 Chang et al.의 E 를 사용한 증폭률 결과와 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

안정성 해석 코드의 검증에는 증폭률의 비교와 더불어 중립점 (neutral point) 위치 비교가 이용된다. 중립점이란 교란의 증폭 또는 감쇠가 일어나지 않는 지점으로 교란의 증폭률의 값이 0이 되는 지점을 의미한다. 그림 1로부터 결과들의 중립점이 잘 일치하는 것을 알 수 있으며 $F=112$ 교란의 경우 불안정성이 시작되는 위치는 $R \approx 400$ 이며 불안정성이 종료되는 위치는 $R \approx 670$ 으로 비평행 효과를 포함한 비압축성 평판 경계층의 안정성 해석(Gaster(1974)[28]) 결과와 잘 일치한다.

그림 2는 마하수 0.02의 평판 경계층에서 $F=40$ 교란과 비압축성 평판 경계층에서 $F=70$

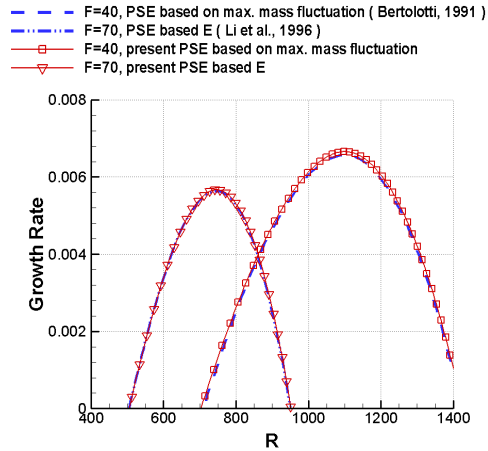


그림 2. Comparison of growth rates in flat plate boundary layers

교란의 증폭률 계산 결과를 각각 Li&Malik(1996)[27]와 Bertolotti (1991)[29]의 결과와 함께 나타낸다. Bertolotti와 Li et al.의 결과는 각각 최대 질량 섭동(maximum mass fluctuation)과 E 를 기준으로 증폭률을 계산하였으며, 본 연구에서도 비교를 위해 동일한 계산을 하였다. 그림 2에서 본 연구와 기존 문헌의 해석 결과가 잘 일치함을 알 수 있다. 그림 1과 2를 통해 본 연구의 PSE 코드의 해석 능력을 확인할 수 있다.

그림 3은 비압축성 평판 경계층에서 무차원 주파수 $F=40, F=60$ 교란의 N-factor 곡선 계산 결과를 보여준다. 비교를 위해 Mack(1984)[30]의 선형 안정성 해석을 이용한 결과를 함께 나타내었다. 하류로 갈수록 N-factor가 선형 안정성 해석 결과에 비해 큰 값을 보이는데, 이것은 PSE 해석이 유동의 비평행효과를 포함하기 때문이다.

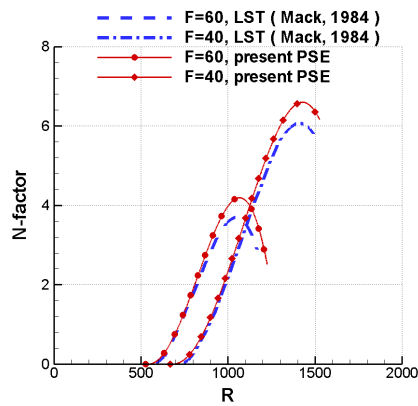


그림 3. N-factor curves for $F=40$ and 60 disturbance in incompressible flat plate boundary layer

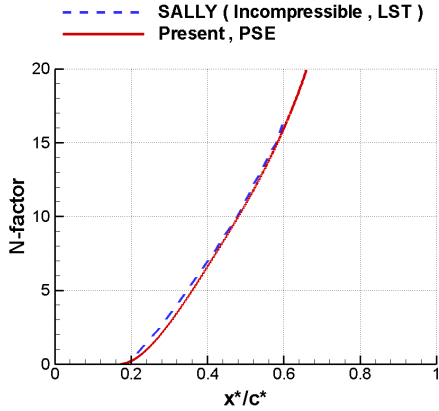


그림 4. Comparison of N-factor curves of F=40 disturbance in the boundary layer over NACA0012 airfoil($\alpha=0^\circ$, $Ue^*=30m/s$, $c^*=0.5m$)

안정성 해석에 평균 유동의 비평행 효과가 포함되면 중립안정성 곡선의 upper branch가 보다 하류 쪽으로 이동하여 불안정한 영역이 증가하고 증폭률의 크기도 소폭 증가함이 잘 알려져 있다. 그림 3의 결과들은 이러한 사실을 잘 보여주며 본 연구의 증폭률 계산 및 N-factor 계산의 타당성을 확인시켜 준다.

그림 4는 자유류 유속 $30m/s$, 시위 길이 $0.5m$, 받음각 0° 인 NACA0012 익형 위 경계층에서, 무차원 주파수 $F=40$ 교란의 N-factor 적분 곡선을 보여준다. 비교를 위해 동일한 계산을 Atope et al. (2007)[31]가 SALLY 코드[10]를 활용하여 수행한 결과를 함께 나타내었다.

두 N-factor 곡선은 대체적으로 잘 일치한다고 판단 할 수 있다. 익형 위 경계층에는 앞서 언급한 증폭률 값을 증가하게 만드는 비평행 효과와 함께 증폭률 값을 감소시키는 곡면효과가 함께 작용한다. 그림 4의 결과는 두 요소의 영향이 서로 비슷하여 상쇄되는 효과를 나타내, PSE 해석을 이용한 N-factor 계산 결과가 선형 안정성 해석으로부터의 결과와 거의 동일하게 나타나고 있다.

2.2.2 NACA0012 익형 위 천이지점 예측

JAXA의 저난류 풍동에서 수행된 NACA0012 익형 위 경계층의 천이실험[32]을 대상으로 천이지점 예측을 수행하였다. 실험은 시위 길이 $0.5m$, 받음각 0° , 자유류 유속이 $U_\infty^*=15, 20, 25, 30m/s$ 일 때의 천이지점을 측정하였다. 그림 5는 자유류 유속이 $30m/s$ 인 경우, 무차원 주파수 $F=35 \sim 135$ 범위 교란들의 N-factor 곡선들을 보여준다.

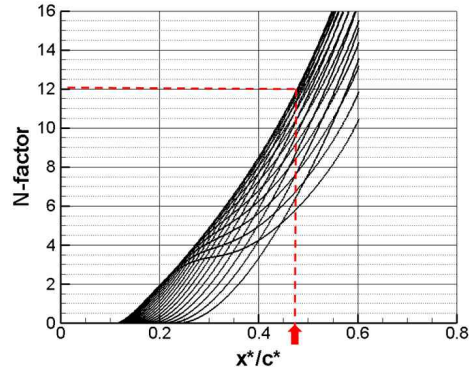


그림 5. N-factor curves ($F=35 \sim 135$) in the boundary layer over NACA0012 airfoil($\alpha=0^\circ$, $Ue^*=30m/s$, $c^*=0.5m$)

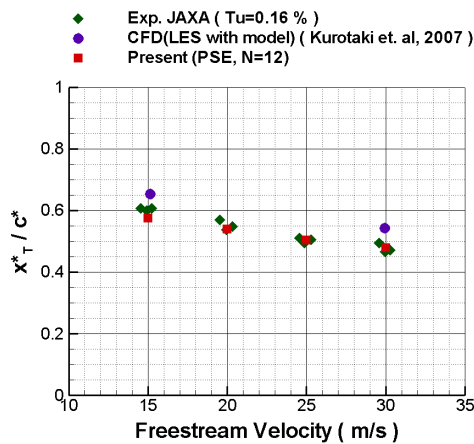


그림 6. Comparison of transition locations on NACA0012($\alpha=0^\circ$)

$N=12$ 로 하여 천이지점을 예측하면 그림 5에 나타난 것과 같이 $x^*/c^* \approx 0.478$ 지점이 천이지점이 된다. 자유류 유속이 $15, 20, 25m/s$ 인 경우들에 대해서도 동일한 방법으로 예측하였다. 그림 6은 예측된 천이지점들과 실험결과[32], 그리고 LES를 이용한 계산 결과[33]를 함께 나타내었다. 그림 6을 통해 예측된 천이지점이 실험결과와 잘 일치하는 것을 확인 할 수 있다.

2.2.3 NLF(1)-0414F 익형 위 천이지점 예측

자연 층류 익형 NLF(1)-0414F에 대한 해석을 수행하였다. NLF(1)-0414F 익형은 설계조건에서 순압력구배를 최대한 유지하여 천이를 지연시키도록 설계되었으며 설계에 선형안정성 이론이 활용되었다[34]. 또한 NLF(1)-0414F 익형은 풍동 시험 및 비행 시험 결과의 사례를 비교적 쉽게 찾

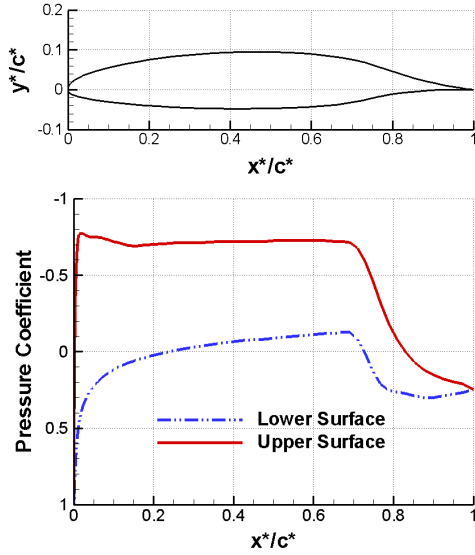


그림 7. Section shape of NLF(1)-0414F airfoil and example of pressure coefficient distribution($\alpha=2^\circ$)

아 볼 수 있다[35-36]. NLF(1)-0414F 익형은 14% 두께를 가지며, 설계 양력 계수는 0.4이다. 그림 7은 NLF(1)-0414F 형상과 비점성 계산으로 얻어진 받음각 2° 일 때의 압력계수 분포 예를 보여준다.

McGhee et al.(1984)[35]가 NASA Langley LTPT (Low-Turbulence Pressure Tunnel)[24]에서 수행한 실험조건과 동일한 경계층의 천이지점을 예측하였다. 익형 시위 길이는 $0.9144m$, 시위 기준 레이놀즈수가 $R_c=3 \times 10^6, 6 \times 10^6, 8 \times 10^6, 10 \times 10^6$ 일 때, 양력계수에 따른 경계층 천이지점을 측정하였다. 그림 8은 $R_c=10 \times 10^6, C_l \approx 0.409$ 일 때, 익형 윗면에서 물리적 주파수 f^* 가 1000, 1250, 1500 Hz인 교란에 대한 N-factor 계산 결과들을 보여준다. 동일한 해석을 Berry et.al.(1987)[37]가 SALLY 코드[10]를 이용하여 계산한 결과를 함께 나타내었다. 본 연구의 계산 결과와 비압축성 선형 안정성 해석으로부터의 결과가 동일한 경향성을 잘 보여주고 있다.

그림 9는 $R_c=6 \times 10^6, C_l \approx 0.593$ 의 경우, 익형 윗면 경계층에서 $F=25 \sim 45$ 교란들의 N-factor 계산 결과들을 보여준다. 나타난 N-factor 곡선들의 무차원 주파수 간격은 1이다. 그림 9에서 시험 조건을 고려해 $N=11$ 으로 천이지점을 예측하면, 천이지점은 $x_T^*/c^* \approx 0.4936$ 으로 얻어진다.

같은 방법으로 다양한 양력계수 값을 가지는 경우의 천이지점들을 예측하였다. 그림 10, 11은

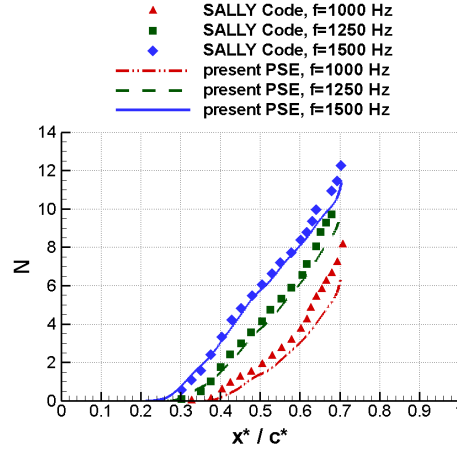


그림 8. Comparison of N-factor curves on upper surface of NLF(1)-0414F airfoil($C_l \approx 0.409, R_c \approx 10 \times 10^6$)

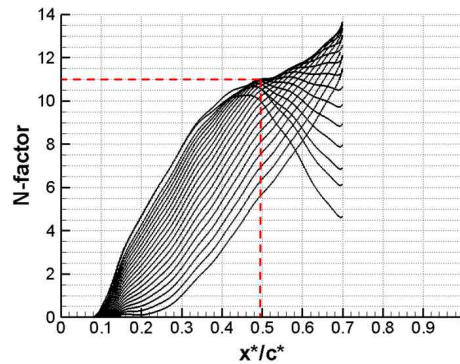


그림 9. N-factor curves ($F=25 \sim 38$) on upper surface of NLF(1)-0414F airfoil($C_l \approx 0.593, R_c \approx 10 \times 10^6$)

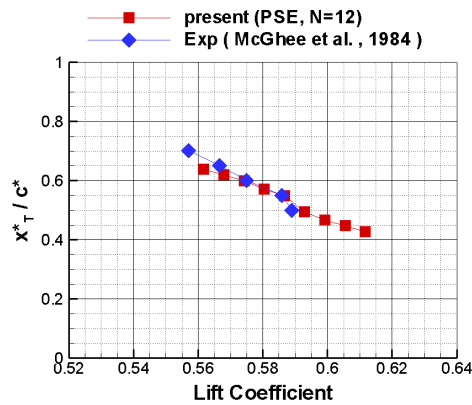


그림 10. Predicted and measured transition locations on upper surface of NLF(1)-0414F airfoil($R_c \approx 6 \times 10^6$)

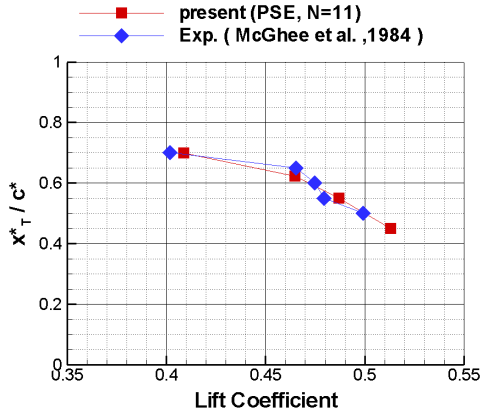


그림 11. Predicted and measured transition locations on upper surface of NLF(1)-0414F airfoil($R_c \approx 10 \times 10^6$)

각각 $R_c = 6 \times 10^6$ 인 경우와 $R_c = 6 \times 10^6$ 인 경우의 천이지점 예측 결과와 실험결과[35]를 함께 나타낸 것이다. 그림 10과 11에 나타낸 해석 결과의 양력계수는 비점성 계산의 값이다.

2.2.4 NLF(1)-0416 익형 위 천이지점 예측

자연 층류 익형 NLF(1)-0416에 대한 해석을 수행하였다. NLF(1)-0416 익형의 설계 양력 계수는 0.4이고 16% 두께를 가진다. 그림 12는 NLF(1)-0416 형상과 받음각 0° 일 때 비점성 계산으로 얻어진 압력계수 분포의 예를 보여준다.

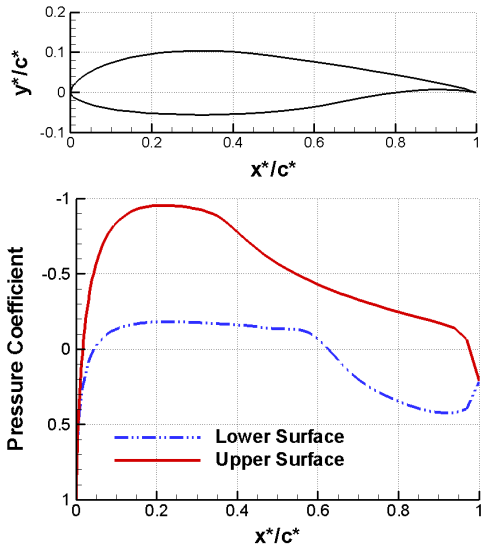


그림 12. Section shape of NLF(1)-0416 airfoil and example of pressure coefficient distribution($\alpha=0^\circ$)

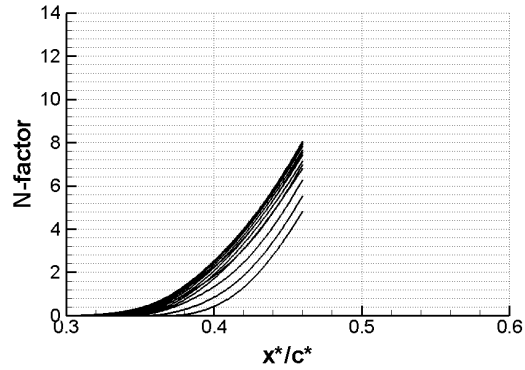


그림 13. N-factor curves of disturbances (F=65~160) in the boundary layer over upper surface of NLF(1)-0416 airfoil($C_l \approx -0.006$, $R_c \approx 2 \times 10^6$)

Somers(1984)[38]에 의해 NASA Langley LTPT (Low-Turbulence Pressure Tunnel)[24]에서 수행된 실험조건과 동일한 경계층을 해석 대상으로 하였다. 익형 시위 길이는 $0.60902m$ 이며, 실험은 코드 기준 레이놀즈수가 각각 $R_c = 1 \times 10^6$, 2×10^6 , 3×10^6 , 4×10^6 일 때, 양력계수에 따른 경계층 천이지점을 측정하였다.

그림 13은 $R_c = 2 \times 10^6$, 받음각 -4.5° , $C_l \approx -0.006$ 일 때, 익형 윗면에서 $F=65 \sim 160$ 교란들의 N-factor 곡선들을 보여준다. 모든 주파수 범위의 N-factor 곡선들이 층류 경계층 박리점 $x^*/c^* \approx 0.46$ 에 이르기 전에 천이 발생을 가정하는 11의 값에 도달하지 못하는 것을 알 수 있다. 따라서 이 경우는 앞의 2.1.2 절에서 언급한 바 있듯이 경계층 천이는 박리 유도 천이로 고려한다. 동일한 과정을 통해 받음각이 -4.5° 이상인 경우 익형의 윗면은 박리 유도 천이로 파악된다.

반면 그림 14는 받음각 -5.0° , $C_l \approx -0.0685$ 일 때, 익형 윗면에서 $F=65 \sim 160$ 교란의 N-factor 곡선들을 보여준다. 이 경우는 층류 경계층 박리점 $x^*/c^* \approx 0.5068$ 에 이르기 전에 N-factor 값이 11에 도달하는 교란들이 존재함을 확인 할 수 있다. $N=11$ 으로 경계층의 천이지점을 예측하면 $x_T^*/c^* \approx 0.4980$ 으로 얻어진다. 받음각이 -5.0° 이하인 경우 자연 천이에 해당하는 천이지점들이 예측된다.

그림 15는 양력계수에 따른 익형 윗면의 천이지점 예측 결과들을 보여준다. $R_c = 2 \times 10^6$ 일때, 양력계수가 양인 경우는 박리점에 이르기까지 N-factor 값이 11에 도달하지 못하여 박리유

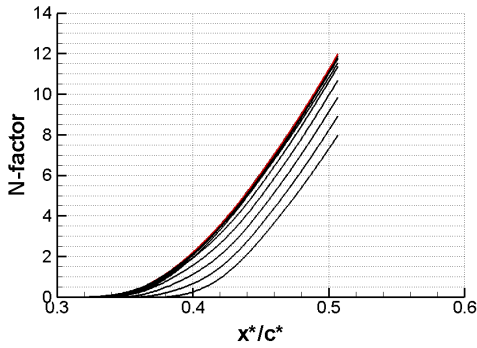


그림 14. N-factor curves of disturbances (F=65~160) in the boundary layer over upper surface of NLF(1)-0416 airfoil($Cl \approx -0.0685$, $Rc \approx 2 \times 10^6$)

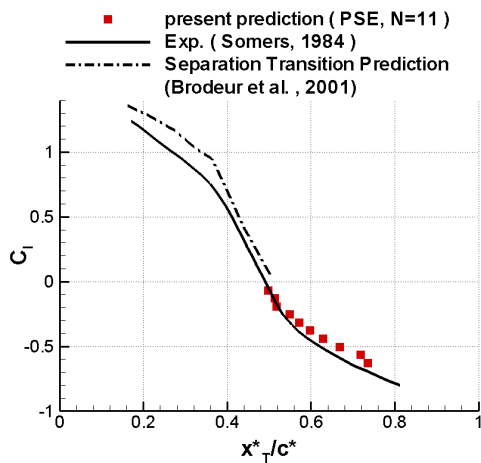


그림 15. Transition locations on upper surface of NLF(1)-0416 airfoil ($Rc \approx 2 \times 10^6$)

도 천이가 된다. 그림 15에 실험결과[38]와 Brodeur et al.(2001)[39]의 박리 유도 천이 영역에 대한 예측 결과를 함께 나타내었다. 그림 15의 결과를 보면 양력계수가 음 일때 자연 천이 영역에서 예측된 천이 지점들이 실험결과와 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 경계층 안정성 방정식인 PSE와 e^N -method를 이용한 일반적인 2차원 형상 위 경계층 천이지점 예측 기법을 개발하고 이를 익형에 적용하였다. PSE 해석으로부터 경계층 내 교

란의 증폭률을 얻고 얻어진 증폭률의 적분을 통해 N-factor들을 계산하였다. 평판 경계층 및 익형 위 경계층에 대한 해석결과를 기존 문헌의 결과들과 비교하여 코드의 검증을 수행하였다. N=11~12로 하여 NACA0012, NLF(1)-0414F 그리고 NLF(1)-0416 익형 위 경계층의 천이지점을 예측하였다. 예측된 천이지점들은 실험결과들과 잘 일치하였으며, 이를 통해 2차원 형상에 대한 본 연구의 천이지점 예측 기법의 예측 능력 및 실용성을 확인하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다(계약번호 UD070041AD).

참고문헌

- 1) D. Arnal, "Boundary Layer Transition : Prediction Based on Linear Theory", AGARD Special Course on 'Progress in Transition Modelling, 1993.
- 2) M. E. Kirchner, "Laminar Flow : Challenge and Potential", NASA CP 2487 Part I, pp. 25-44, 1987.
- 3) R. V. Harris and J. N. Hefner, "NASA Laminar-Flow Program - Past Present, Future", NASA CP 2487, Part I, pp. 1-24, 1987.
- 4) J.K. Viken, S.A. Viken, W. Pfenninger, H.L. Morgan, and R.L. Campbell, "Design of the Low-Speed NLF(1)-0414F and the High-Speed HSNLF(1)-0213 Airfoils with High-Lift Systems", NASA CP 2487, Part III, pp. 637-672, 1987.
- 5) B.E. Green, "An Approach to the Constrained Design of Natural Laminar Flow Airfoils", NASA CR 201686, 1997.
- 6) J. Driver and D. W. Zingg, "Optimized Natural-Laminar-Flow Airfoils", AIAA 2006=247.
- 7) Jen-Der Lee and A. Jameson, "Natural Laminar Flow Airfoil and Wing Design by Adjoint Method and Automatic Transition Prediction", AIAA 2009-897.
- 8) M. Fujino, Y. Yoshizaki, and Yuichi, Kawamura, "Natural-Laminar-Flow Airfoil Development for a Lightweight Business Jet", Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 4, pp. 609-615, 2003.

- 9) H.L.Reed and William S. Saric, "Linear Stability Theory Applied to Boundary Layers", *Annu. Rev. Fluid Mech.* Vol. 28, pp. 389-428, 1996.
- 10) A. J. Srokowski and S. A. Orszag, "Mass Flow Requirements for LFC Wing Design", AIAA 77-1222, 1977.
- 11) M. R. Malik, "COSAL - A Black Box Compressible Stability Analysis Code for Transition Prediction in Three-Dimensional Boundary Layers", NASA CR-165962, 1984.
- 12) 박동훈, 박승오, "PSE를 이용한 익형 위 경계층 안정성 해석", *한국항공우주학회지* 37권 11호, pp. 1055-1066, 2009.
- 13) Bertolotti, F.P., "Linear and Nonlinear Stability of Boundary Layers with Streamwise Varying Properties", Ph.D.Dissertation, The Ohio State University, 1990.
- 14) C-L. Chang and M.R. Malik, "Compressible Stability of Growing Boundary Layers Using Parabolized Stability Equation", AIAA 91-1636, 1991.
- 15) <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>.
- 16) Argyris G. Panaras, "Boundary-Layer Equations in Generalized Curvilinear Coordinates", NASA Technical Memorandum 100003, 1987.
- 17) Venkit Iyer, "Computation of Three-Dimensional Compressible Boundary Layers to Fourth-Order Accuracy on Wings and Fuselages", NASA Contractor Report 4269, 1990.
- 18) C-L. Chang and M.R. Malik, "Oblique-mode breakdown and secondary instability in supersonic boundary layers", *J. Fluid Mechanics*, Vol. 273, pp. 323-360, 1994
- 19) M. Drela and M. B. Giles, "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils", *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 10, pp. 1347-1355, 1987.
- 20) M. Hallbäck, D. S. Henningson, A. V. Johansson and P. H. Alfredsson, "Turbulence and Transition Modelling", Lecture Note from the ERCOFTAC/IUTAM Summerschool held in Stockholm, 1996.
- 21) A. M. O. Smith and N. Gamberoni, "Transition, Pressure Gradient, and Stability Theory", Rep. No. ES.26388, Douglas Aircr. Co., Inc., 1956.
- 22) J. L. Van Ingen, "A Suggested Semi-Empirical Method for the Calculation of the Boundary Layer Transition Region", Rep. Nos. VTH 71 and 74, Dept. Aeronaut. Eng., Univ. Technol., Delft, Netherlands, 1956.
- 23) K. H. Horstmann, A. Quast, and G. Redeker, "Flight and Wind-Tunnel Investigations on Boundary Layer Transition", *Journal of Aircraft*, Vol.27, No.2, pp. 146-150, 1990.
- 24) R. J. McGhee, W. D. Beasley, and J. M. Foster, "Recent Modifications and Calibration of the Langley Low-Turbulence Pressure Tunnel", NASA TP-2328, 1984.
- 25) G. S. Schmidt and T. J. Mueller, "Analysis of Low Reynolds Number Separation Bubbles using Semiempirical Methods", *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 8, pp. 993-1001, 1989.
- 26) C. L. Chang, M. R. Malik, G. Erlebacher, and M. Y. Hussaini, "Linear and Nonlinear PSE for Compressible Boundary Layers", NASA CR 191537, 1993.
- 27) F.Li and M.R.Malik, "On the Nature of PSE Approximation", *Theoret. Comput. Fluid Dynamics*, Vol. 8, pp. 253-273, 1996.
- 28) M. Gaster, "On the Effects of Boundary-Layer Growth on Flow Stability", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 66, pp. 465-480, 1974.
- 29) F. P. Bertolotti, "Linear and Nonlinear Stability of Boundary Layers with Streamwise Varying Properties", PhD Dissertation, The Ohio State University, 1991.
- 30) L. M. Mack, "Boundary-Layer Linear Stability Theory", AGARD CP-709, NATO, Belgium, 1984.
- 31) T. Atobe, T.Kurotaki, T. Sumi, and J. Hiyama, "Stability Analysis of Boundary-Layer Transition Using Accurate Velocity Profiles Obtained by an Advanced LSE", *Proceedings of the Fifth International Conference on Fluid Mechanics*, pp. 65-68, 2007.
- 32) N. Tokugawa, S. Takagi, Y. Ueda and A. Ido, "Influence of the External Disturbances on Natural Boundary-Layer Transition in Rectangular Wing Flows", *Nagare* Vol.24, pp. 629-639, 2005.

- 33) T. Kurotaki, T. Sumi, T. Atobe, and J. Himaya, "Numerical Simulation around Airfoil with High Resolution in High Reynolds Numbers", AIAA 2006-1272, 2006.
- 34) J. K. Viken, S. A. Viken, W. Pfenninger, H. L. Morgan, and R. L. Campbell, "Design of the Low-Speed NLF(1)-0414F and the High-Speed HSNLF(1)-0213 Airfoils with High-Lift Systems", NASA CP-2487, pp. 637-671, 1987.
- 35) R. J. McGhee, J. K. Viken, W. Pfenninger, W. D. Beasley, and W. D. Harvey, "Experimental Results for a Flapped Natural-Laminar-Flow Airfoil with High Lift/Drag Ratio", NASA TM 85788, 1984.
- 36) P. J. Davis, and J. K. Viken, "Wind Tunnel Results of the Low-Speed NLF(1)-0414F Airfoil", NASA CP-2487, pp. 673-696, 1987.
- 37) S. A. Berry, J. R. Dagenhart, J. K. Viken, and R. B. Yeaton, "Boundary-Layer Stability Analysis of NLF and LFC Experimental Data at Subsonic and Transonic Speeds", SAE Technical Paper 871859, 1987.
- 38) D. M. Somers, "Design and Experimental Results for a Natural-Laminar-Low Airfoil for General Aviation Applications", NASA TP 1861, 1981.
- 39) R. R. Brodeur and C. P. van Dam, "Transition Prediction for a Two-Dimensional Reynolds-Averaged Navier-Stokes Method Applied to Wind Turbine Airfoils", Journal of Wind Energy, Vol.4, pp. 61-75, 2001.