

NEXST-1外翼上での進行波のPSE解析

野村聡幸^{*1}, 黒田文武^{*2}

PSE Analysis of Traveling Waves on the NEXST-1 Outer Wing

by

Toshiyuki Nomura^{*1}, Fumitake Kuroda^{*2}

Abstract

Using the prediction system of boundary-layer transition, we examine the spatial growth of traveling waves in the boundary layer over the outer wing of the NEXST-1 semispan model. It is found from the computational results that TS waves are dominant to transition on the wing. Moreover, it is noted that TS waves directed to the leading edge are amplified even in the accelerated boundary-layer flow near the leading edge. However, the growth of TS waves is suppressed around the designed angle of attack.

1. はじめに

NALロケット実験機 (NEXST-1) の半裁模型を使った遷移計測試験において、外翼上の超音速境界層で乱流遷移が観察された¹⁾。筆者らはその遷移を横流れ定在波によるものと考えて、境界層遷移予測システム^{2, 3, 4)}を使って、横流れ定在波の外翼上での空間増幅を調べた。しかし、自然層流翼の効果で横流れ定在波は遷移を起こすほどには増幅しないことがわかった⁴⁾。ここでは擾乱の周波数を計算する時間安定性コードを遷移予測システムに加え、進行波の外翼での空間増幅を調べる。

2. 境界層遷移予測システム

図1に遷移予測システムのフローを示す。物体まわりの圧縮性流れがNavier-Stokes (NS)コードで計算され、収束した流れから境界層流れが抽出される。時間安定性コードと空間安定性コードを使って初期擾乱が探索され、空間進行コードでその擾乱を空間進行させる。各位置で得られた擾乱の空間増幅率を積分して N 値とし、その N 値に基づいて遷移開始を判断する。

2.1 NSコード

NSコードの支配方程式は以下の薄層近似NS方程式である。

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} \quad (2.1)$$

この式を有限体積法で解く。非粘性流束をChakravarthy-OsherのTVDスキーム⁵⁾を用いて空間3次精度で計算し、粘性流束をGaussの定理を用いて空間2次精度で計算する。時間積分にはPulliam-Chaussee

の対角化ADIスキーム⁶⁾を用いる。

2.2 線形安定解析コード

瞬間的な流れは平均流と擾乱の和で表される。

$$\begin{aligned} u &= \bar{u} + \tilde{u}, \quad v = \bar{v} + \tilde{v}, \quad w = \bar{w} + \tilde{w}, \\ \rho &= \bar{\rho} + \tilde{\rho}, \quad T = \bar{T} + \tilde{T} \end{aligned} \quad (2.2)$$

ξ 方向に非平行な境界層中の擾乱は次式のように書ける。

$$\tilde{q}(\xi, \eta, \zeta, \tau) = \tilde{q}(\xi, \eta) \exp \left[i \left\{ \int_{\xi_0}^{\xi} \alpha(\xi) d\xi + \beta \zeta - \omega \tau \right\} \right] \quad (2.3)$$

ここで $\tilde{q} = (\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{\rho}, \tilde{T}, \tilde{w})^T$, $\hat{q} = (\hat{u}, \hat{v}, \hat{\rho}, \hat{T}, \hat{w})^T$ である。(2.2)式と(2.3)式を(2.1)式に代入し、平均流のみからなる項と擾乱の振幅の積を含む項を除くと、以下の線形parabolized stability equations (PSE)を得る。

$$D \hat{q} + A \frac{\partial \hat{q}}{\partial \xi} + B \frac{\partial \hat{q}}{\partial \eta} = V \frac{\partial^2 \hat{q}}{\partial \eta^2} \quad (2.4)$$

ここで境界条件は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \hat{u} = \hat{v} = \hat{w} = \hat{T} &= 0 \quad \text{at } \eta = 0 \text{ (壁面)}, \\ \hat{u}, \hat{v}, \hat{w}, \hat{\rho}, \hat{T} &\rightarrow 0 \quad \text{at } \eta \rightarrow \infty \text{ (主流中)} \end{aligned}$$

(2.4)式の $\partial \hat{q} / \partial \xi$ は1次の後退差分で、 $\partial \hat{q} / \partial \eta$ と $\partial^2 \hat{q} / \partial \eta^2$ は2次の中心差分で近似される。

空間安定性コードと空間進行コードについては参考文献2, 3, 4に詳しい。ここでは新たに開発された時間安定性コードについて説明する。境界層が局所的に平行であると仮定すると、 \hat{q} は η のみの関数となり、(2.4)式は以下のように簡単になる。

$$D \hat{q} + B \frac{d \hat{q}}{d \eta} = V \frac{d^2 \hat{q}}{d \eta^2} \quad (2.5)$$

D は ω の1次の項を含む。

$$D = D' - \omega D'' \quad (2.6)$$

^{*1} 航空宇宙技術研究所

^{*2} 菱友計算株式会社

(2.6)式を(2.5)式に代入し、両辺に D''^{-1} を掛ける。

$$D''^{-1} D' \hat{q} + D''^{-1} B \frac{d\hat{q}}{d\eta} - D''^{-1} V \frac{d^2 \hat{q}}{d\eta^2} = \omega \hat{q} \quad (2.7)$$

離散化された(2.7)式は ω を固有値、 \hat{q} を固有関数とする固有値問題を表す。この式に実数の α と β を与え、さらにQR法を適用すると、 ω と \hat{q} が得られる。 ω の実部が擾乱の周波数、虚部が時間増幅率である。

擾乱の β と ω の実部を空間安定性コードに与えると、上記と同様の手法で空間増幅率($-\alpha$ の虚部)が得られる。上流へ解析を続け、空間増幅率が0に最も近付いたとき、その擾乱を初期擾乱とする。初期擾乱を空間進行コードで下流に空間進行させると、各位置での空間増幅率が得られる。それを積分すると N 値となる。

3. 結果

遷移計測試験はNALロケット実験機の15.7%スケール半裁模型を使って行われた¹⁾。流れ場の概略を図2に示す。主流マッハ数は2.0、主流の速度と動粘性係数と平均空力翼弦に基づくレイノルズ数は 4.7×10^6 である。簡単のため、70%セミスパンと40%コードの交点を通り、かつ前縁に垂直な断面で局所無限翼近似を行う。無限翼の迎角は 0° と 2.7° の2ケース、後退角は 61.2° である。遷移予測システムを使って、この無限翼上の境界層で増幅する進行波について調べる。

3.1 境界層流れ

翼上面での圧力分布を図3に示す。迎角 0° では前縁から $X/C=0.174$ まで順圧力勾配が続く一方、迎角 2.7° では前縁近傍のオーバーシュート以外はほぼ平坦な圧力分布になる。図4に迎角 0° での外部流線方向の速度(V_{sw})分布と横流れ方向の速度(V_{cf})分布を示す。外部流中の V_{sw} が $X/C=0.150$ まで増加しており、加速流となっている。また、横流れは上流から下流へ、順圧力勾配による増加、逆圧力勾配による減少、再び順圧力勾配による増加と変化する。図5に迎角 2.7° での速度分布を示す。迎角 0° でのような順圧力勾配の領域がないため、横流れはとても小さく、境界層はやや厚くなる。横流れ不安定性の強さを表す横流れレイノルズ数 Re_{cf} を図6に示す。横流れレイノルズ数は次式で定義される。

$$Re_{cf} = \frac{|V_{cf}|_{\max} \delta_{0.1}}{v_e}$$

ここで v_e は境界層端での動粘性係数、 $\delta_{0.1}$ は $|V_{cf}|/|V_{cf}|_{\max}=0.1$ となる壁面からの最大高さである。迎角 0° で Re_{cf} は V_{cf} の増減に対応した変化を示し、また V_{cf} の増減は圧力勾配によって決められることから、 Re_{cf} のカーブと圧力分布は似かよった形になる。一方、

迎角 2.7° では V_{cf} が小さく、その分布が複雑なため、それに対応して Re_{cf} も小さく、そのカーブも複雑になる。

3.2 進行波

迎角 0° 、 $X/C=0.0781$ での進行波の波角 ψ (外部流線方向と波数ベクトルのなす角)と波長 λ /境界層厚さ δ を図7に示す。ここで境界層流れは加速している。

$\psi=90^\circ$ の横流れ進行波を除き、 $\psi>0^\circ$ の進行波は減衰する。この減衰する進行波の波数ベクトルは後縁側を向く。一方、 $\psi<0^\circ$ の進行波は増幅し、その波数ベクトルは前縁側を向く。最大増幅の進行波は $\psi=-70^\circ$ 、 $\lambda/\delta=6$ であり、横流れ不安定性とは別の不安定性により増幅していると考えられる。迎角 0° 、 $X/C=0.200$ での ψ と λ/δ を図8に示す。圧縮性平板境界層の場合と同様に、外部流線に対して対称に増幅率の大きな進行波が現れる。これは圧縮性境界層のTS不安定性に特有な現象である。ただし、ここでは横流れが存在するため、増幅する進行波の分布は完全に対称とはならない。 $-80^\circ \leq \psi \leq -60^\circ$ で増幅する進行波の分布を $X/C=0.0781$ と $X/C=0.200$ と比較すると、両者はほぼ同じであり、 $X/C=0.0781$ で $-80^\circ \leq \psi \leq -60^\circ$ の進行波もTS波であるとわかる。 $X/C=0.0501, 0.0781, 0.101, 0.150, 0.200, 0.244$ で得られた最大増幅の進行波(全てTS波)をそれぞれwaves A, B, C, D, E, Fと呼ぶことにする。これらのTS波を中立安定点から空間進行させて得られた N 値を図9に示す。参考文献4で得られた横流れ定在波の N 値は最大でも3未満であり、実験で観察された遷移がTS波の増幅によって起こされたと推測される。しかし、実験での遷移開始位置に近い $X/C=0.139$ で N 値は4.66であり、低乱環境下でのTS波による遷移開始の目安である 10^7 には達しない。これは遷移計測試験が外乱の大きい環境下で行われたことを示唆している。 $X/C=0.139$ でのwave Bの質量流束変動の振幅分布と位相分布を図10に示す。これらの分布とMalik⁸⁾が後退円柱の圧縮性付着線境界層でTS波に関して得た分布はよく似ており、ここで得られた進行波がTS波であることを裏付ける。

迎角 2.7° 、 $X/C=0.101, 200$ での ψ と λ/δ を図11、図12に示す。ここでも圧縮性境界層のTS不安定性に特有な分布が得られる。迎角 0° の場合と同様に、 $X/C=0.0501, 0.0781, 0.101, 0.150, 0.200, 0.244$ で得られた最大増幅の進行波waves A, B, C, D, E, F(これらも全てTS波)を中立安定点から空間進行させ、得られた N 値を図13に示す。実験での遷移開始位置に近い $X/C=0.244$ で N 値は1.97しかないが、参考文献4の横流れ定在波の N 値は最大でも1未満である。やはり迎角 0° の場合と同様に、迎角 2.7° でも大きな外乱とTS波が結び付いて、実験で観察された遷移を引き起こし

たとえられる。さらに N 値について注目すべきは、設計迎角に近い迎角 2.7° でTS波の空間増幅も抑制されているということである。自然層流翼が設計意図を超えた効果を発揮している。 $X/C=0.244$ でのwave Cの質量流束変動の振幅分布と位相分布を図14に示す。これらの分布もMalikとよく似ている。

4. まとめ

境界層遷移予測システムを使って得られた進行波の解析結果から、NALロケット実験機半裁模型の外翼上で観察された遷移は、大きな外乱とTS波により引き起こされたと考えられる。迎角 0° の場合、TS波の波数ベクトルが前縁側を向いていれば、前縁近傍の加速境界層中であってもTS波は増幅することがわかった。設計迎角に近い迎角 2.7° で、実験機模型の自然層流翼は横流れ不安定性だけでなく、TS不安定性も抑制することがわかった。

参考文献

1) 杉浦裕樹, 野口正芳, 高木正平, 徳川直子, 西沢啓:
小型超音速実験機の遷移特性, 日本航空宇宙学会第

31期年会講演集, pp. 170-173, 2000.

2) Nomura, T.: Development of a System for Prediction of Boundary-Layer Transition, NAL TR-1397T, 2000.
3) Nomura, T.: PSE Analysis of Swept-Cylinder Boundary Layers Computed by Navier-Stokes Code, AIAA Paper 2001-2703, 2001.
4) Nomura, T. and Kuroda, F.: Validation of the Natural-Laminar-Flow Design for the National Experimental Supersonic Transport, Trans. JSASS (in Press).
5) Chakravarthy, S. R.: Development of Upwind Schemes for the Euler Equations, NASA CR-4043, 1987.
6) Pulliam, T. H. and Chaussee, D. S.: A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm, J. Comput. Phys., Vol. 39, pp. 347-363, 1981.
7) Chen, F.-J., Malik, M. R., and Beckwith, I. E.: Boundary-Layer Transition on a Cone and Flat Plate at Mach 3.5, AIAA J., Vol. 27, No. 6, pp. 687-693, 1989.
8) Malik, M. R.: Stability of a Supersonic Boundary Layer along a Swept Leading Edge, AGARD CP-438, pp. 3/1-9, 1988.

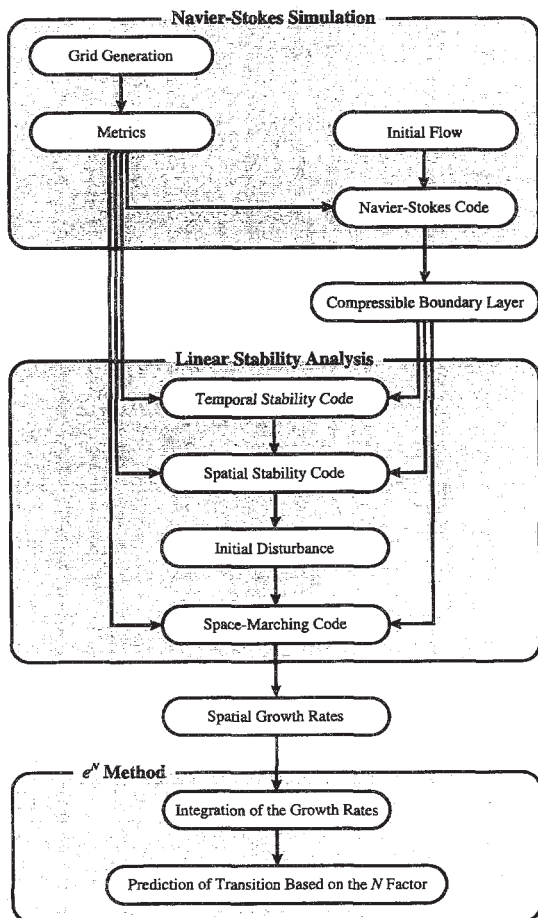


図1 境界層遷移予測システム

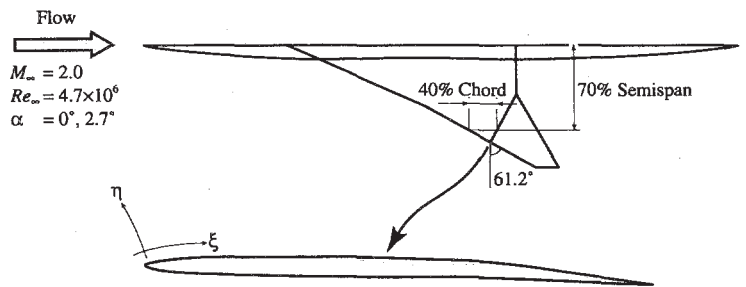


図2 ロケット実験機半裁模型概略

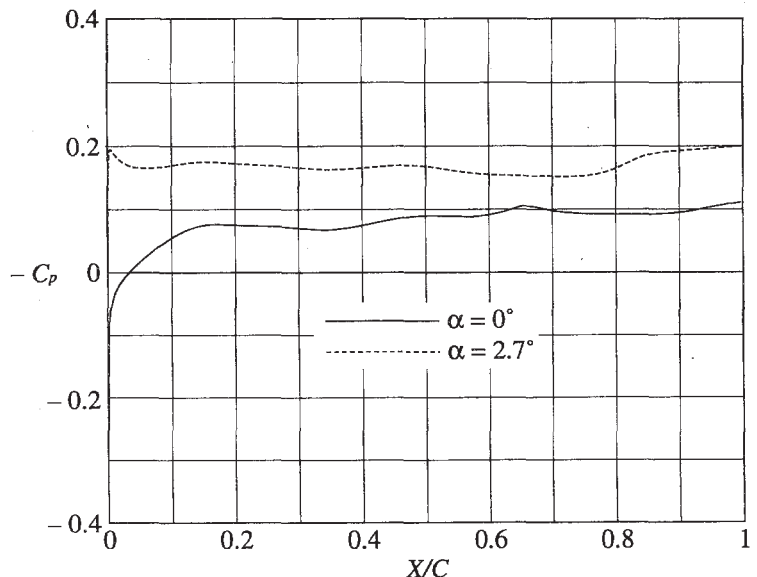


図3 翼上面での圧力分布

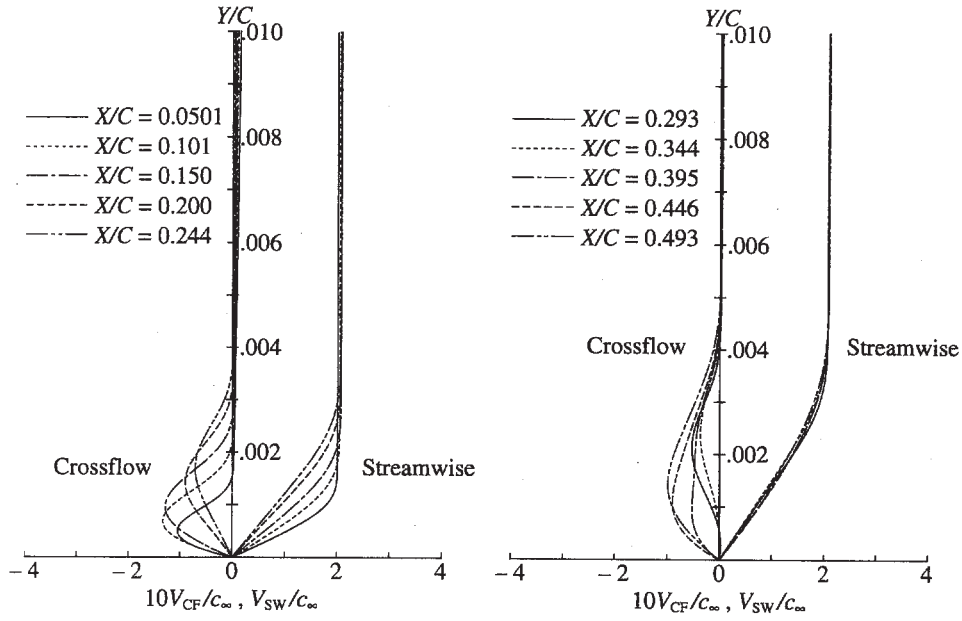


図4 迎角 0° での速度分布

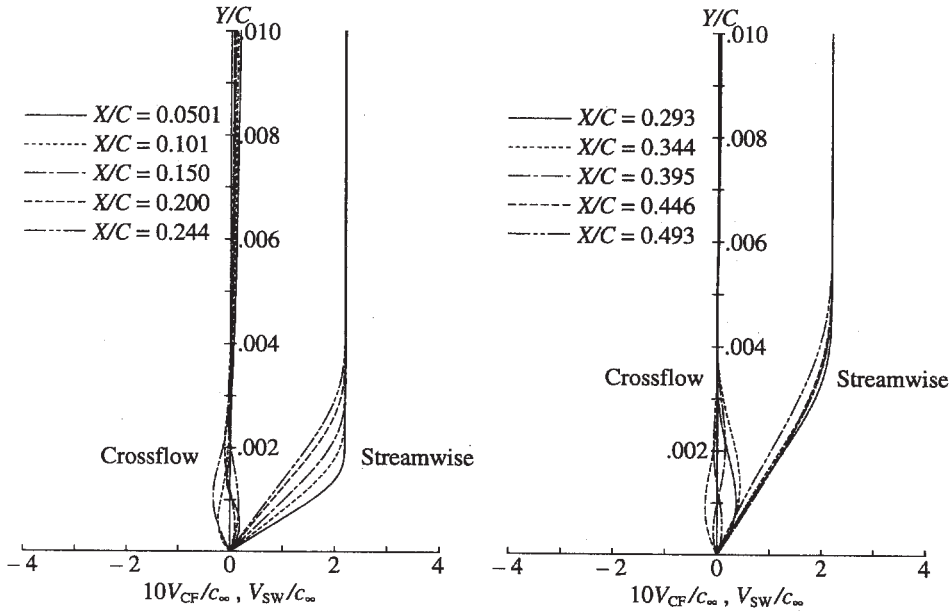


図5 迎角 2.7° での速度分布

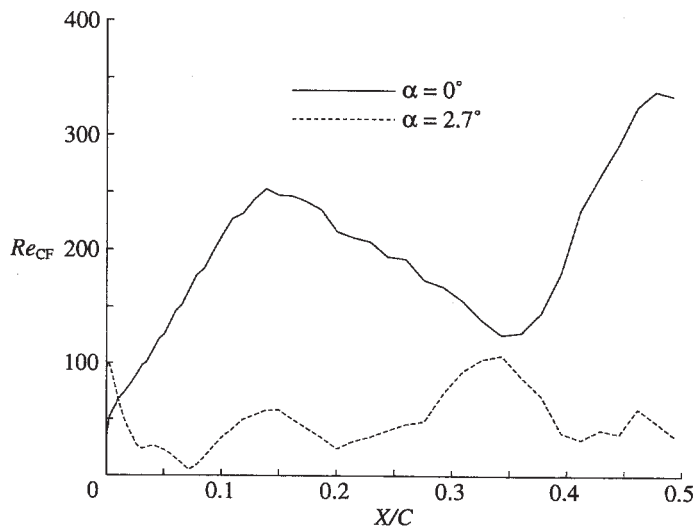


図6 横流れレイノルズ数

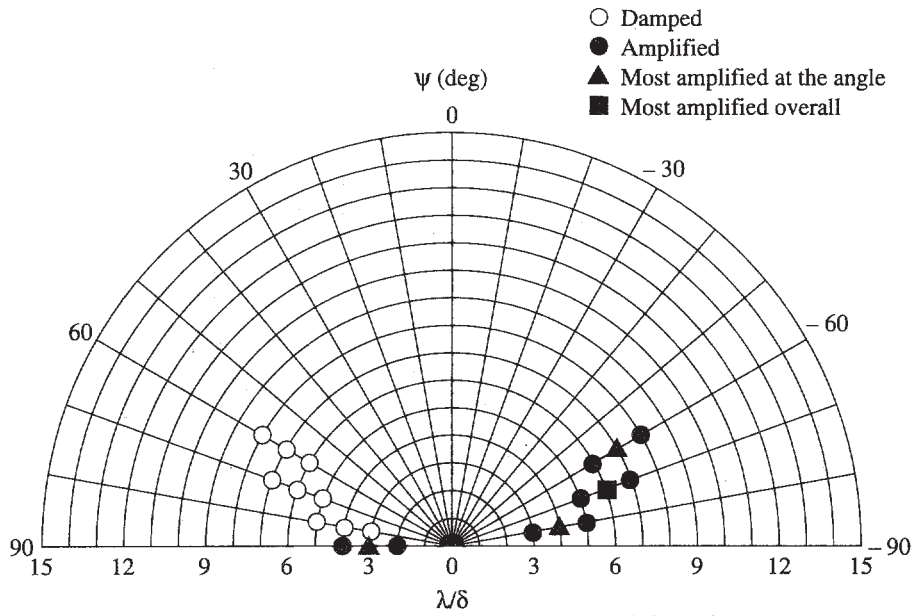


図7 $\alpha = 0^\circ, X/C = 0.0781$ での進行波の波角と波長

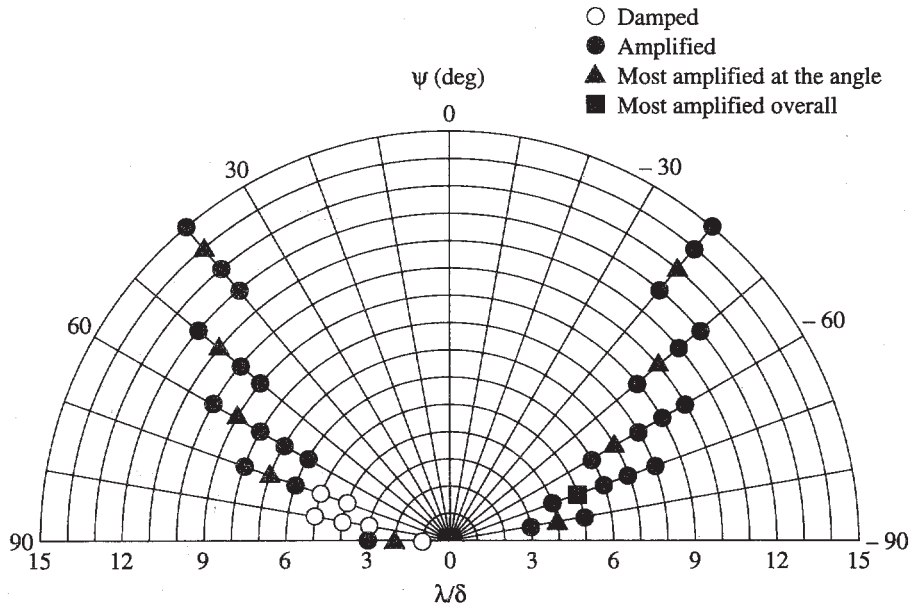


図8 $\alpha = 0^\circ, X/C = 0.200$ での進行波の波角と波長

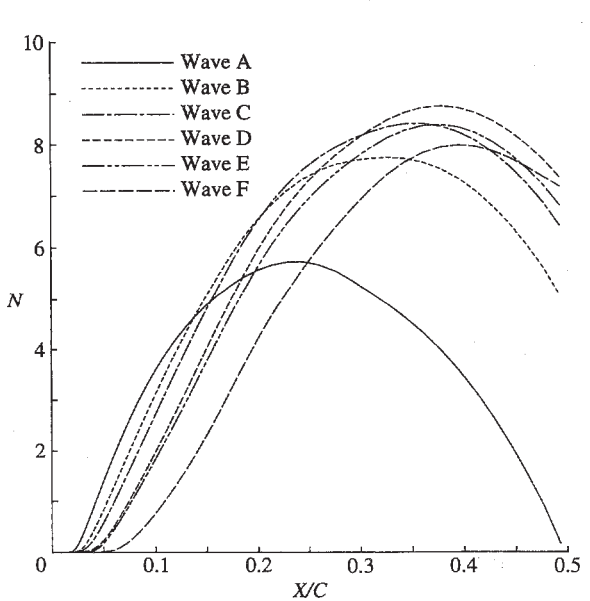


図9 迎角 0° での進行波の N 値

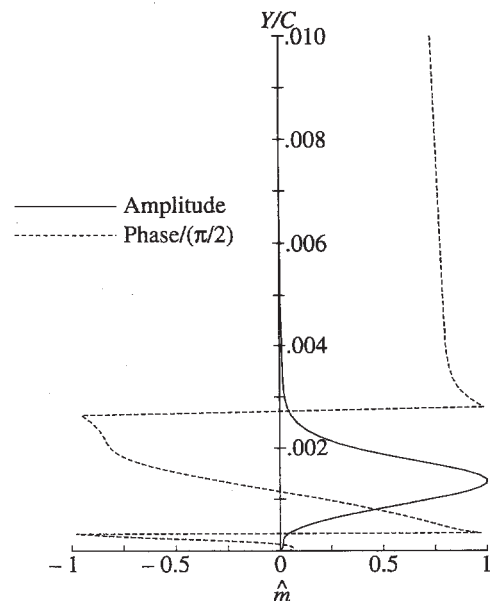


図10 Wave Bの質量流束変動の振幅分布と位相分布

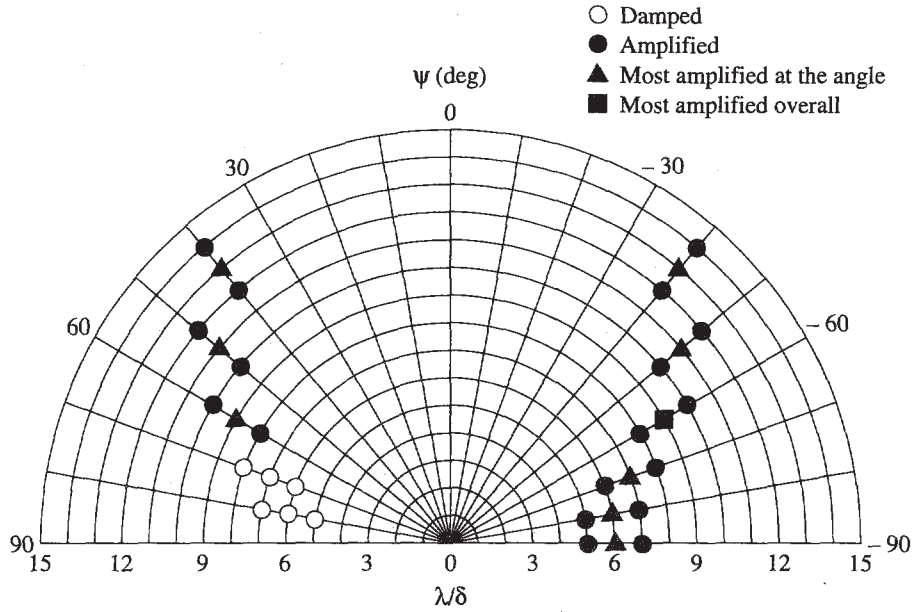


図11 $\alpha = 2.7^\circ, X/C = 0.101$ での進行波の波角と波長

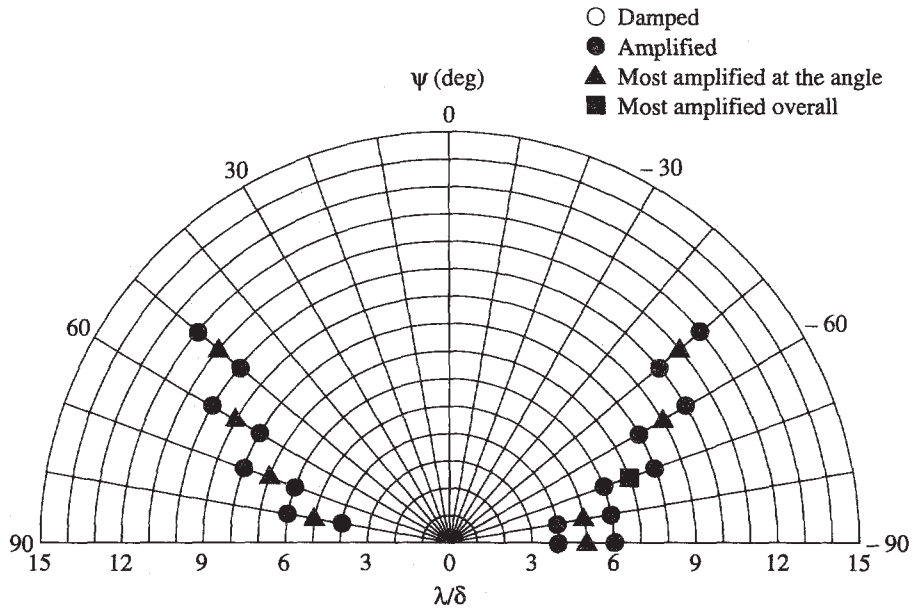


図12 $\alpha = 2.7^\circ, X/C = 0.200$ での進行波の波角と波長

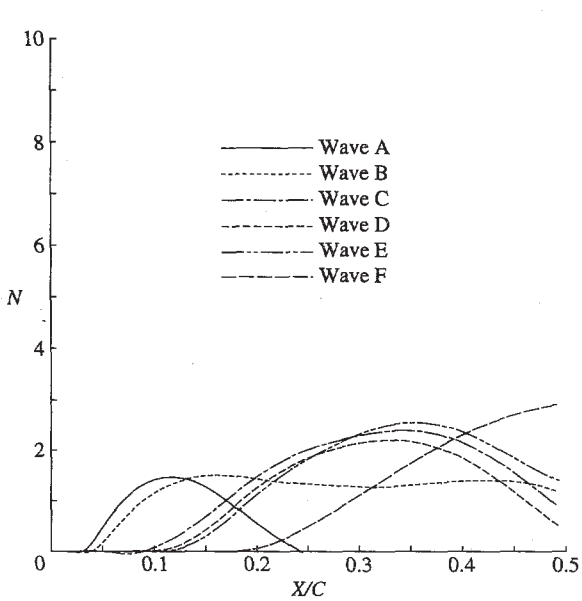


図13 迎角 2.7° での進行波のN値

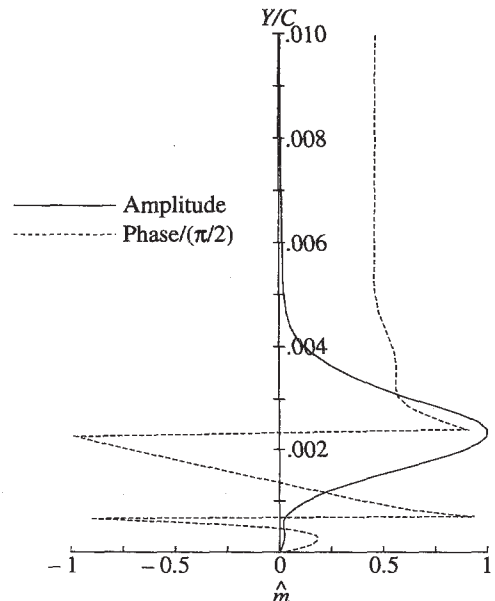


図14 Wave Cの質量流束変動の振幅分布と位相分布