

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

波状変形による超音速自然層流機首の設計

徳川 直子, 川井 太郎, 戸塚 絢子, 石川 敬掲, 上田 良稻

2013年12月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要	1
記号	1
1. 序論	3
2. 形状の記述方法	5
2.1. 変形形状と基準形状	5
2.2. 変形の記述	5
2.3. 正弦波変形	5
2.4. 局在波変形	6
2.5. 境界条件	7
3. 解析方法および解析条件	10
3.1. 数値解析手法	10
3.2. 実験方法	11
3.3. 解析条件	11
4. 正弦波変形による自然層流機首設計	12
4.1. 数値的な遷移解析結果	12
4.2. 自然層流効果に関する考察	31
4.3. 実験結果	32
4.4. 抵抗の推算	32
5. 局在波変形による自然層流機首設計	33
5.1. 数値的な遷移解析結果	34
5.2. 抵抗の推算	49
6. 結論	50
謝辞	51
参考文献	51

波状変形による超音速自然層流機首の設計*

徳川 直子^{*1}, 川井 太朗^{*2}, 戸塚 絢子^{*3}, 石川 敬掲^{*4}, 上田 良稻^{*5}

Design of Natural Laminar Flow Nose for Supersonic Transport by Wavy Deformation*

Naoko TOKUGAWA^{*1}, Taro KAWAI^{*2}, Ayako TOZUKA^{*3}, Hiroaki ISHIKAWA^{*4}
and Yoshine UEDA^{*5}

Abstract

The transition characteristics were examined numerically on candidate shapes in order to design a natural laminar flow nose for a supersonic transport. Two types of deformation from a baseline shape were examined. One is sinusoidal type, and another is localized type. Not only parameters of geometry which define the deformation, but also the conditions of uniform flow were varied to obtain the largest effect of natural laminar flow. In results, the crossflow instability, which dominates the boundary-layer transition at the side area, was found to be suppressed from the small ratio of pressure gradients in azimuthal and axial directions at the side area. Moreover it was found that the relative location of bump in pressure distribution along leeward and windward rays is a key to yield small ratio of pressure gradient in azimuthal direction. The effect of natural laminar flow for sinusoidal deformation was confirmed experimentally. On the other hand, the localized deformation was found to be more effective in order to suppress increasing of total drag than the sinusoidal deformation.

Keywords: Drag Reduction, Supersonic, Boundary-layer Transition, Natural Laminar Flow

概要

基準形状に正弦波状,あるいは局在する波状の変形を加えることで,超音速自然層流機首を設計することを試みた。変形のパラメータだけでなく,一様流に関するパラメータも変化させ,最も自然層流効果の大きくなる形状を調査した。その結果,変形によって周方向と軸方向の圧力勾配比が減少すると,側面の境界層遷移を支配する横流れ不安定を抑制し自然層流効果をもたらすことがわかった。また,この圧力勾配比を小さくするには,圧力分布のピーク位置,すなわち圧力係数が負圧側で極大となる位置をトップラインとボトムラインで適切に配置することが重要であることがわかった。そして,そのような自然層流効果をもたらす変形形状の設計指針を獲得し,自然層流機首となる形状例が得られた。正弦波変形における自然層流効果は,実験的にも検証できた。一方,全抵抗の増加を抑制するには,局在波変形の方が有効であることが示された。

記号

A = 正弦波変形の軸方向変形項の振幅の振幅項
 A_{SH} = Sears-Haack 体の半径係数

* 平成 25 年 10 月 1 日受付 (Received 1 October, 2013)

^{*1} 航空本部 機体システム研究グループ (Aircraft Systems Research Group, Institute of Aeronautical Technology)

^{*2} ヤマハ発動機株式会社 (Yamaha Motor Co., Ltd.); 旧連携大学院生 (青山学院大学)

^{*3} キヤノン株式会社 (Canon Inc.); 旧連携大学院生 (青山学院大学)

^{*4} 株式会社 TOUA (TOUA Co. Ltd.)

^{*5} 東京ビジネスサービス株式会社 (Tokyo Business Service Co. Ltd.)

B	=	正弦波変形の軸方向変形項の振幅
C	=	正弦波変形の軸方向変形項の振幅の軸方向分布
C_{Df}	=	摩擦抵抗係数
C_{Dp}	=	圧力抵抗係数
C_f	=	摩擦係数
C_n	=	非圧縮の摩擦係数
C_p	=	圧力係数
D	=	正弦波変形の周方向変形項の振幅
D_p	=	圧力抵抗
dR	=	局所変形の半径分布
E_0	=	局在波変形の軸方向変形項の振幅
F_{pxi}	=	圧力に起因して局所微小表面積 ΔS_i に働く法線応力の一様流方向成分
F_{pzi}	=	圧力に起因して局所微小表面積 ΔS_i に働く法線応力の鉛直方向成分
f	=	Hoerner の式
G_0	=	局在波変形の周方向変形項の振幅
H_1	=	変形の代表的な軸方向位置に関する周方向分布幅パラメータ
H_2	=	変形の代表的な軸方向位置に関する代表位置パラメータ
H_3	=	変形の代表的な軸方向位置に関する軸方向分布幅パラメータ
i	=	正弦波変形の軸方向変形項を記述するモードの総和をとる添え字
i_∞	=	正弦波変形の軸方向変形項を記述する最大モード数
j	=	正弦波変形の周方向変形項を記述するモードの総和をとる添え字
j_∞	=	正弦波変形の周方向変形項を記述する最大モード数
k	=	正弦波変形の周方向変形の位相
L	=	変形形状全長
L_{SH}	=	Sears-Haack 体の半径分布係数
M_∞	=	一様流マッハ数
m	=	正弦波変形の軸方向変形の位相
N	=	不安定波の空間増幅率
n	=	正弦波変形の軸方向変形の波数
P_0	=	風洞の総圧
R	=	変形形状の局所半径
R_0	=	基準形状の半径
R_B	=	正弦波変形の軸方向変形項の振幅の基準半径
Re_L	=	変形形状全長に基づく Reynolds 数
Re_{unit}	=	単位 Reynolds 数
R_f	=	変形形状の x_f 軸からの局所半径
R_{max}	=	基準形状の最大半径
r	=	正弦波変形の周方向変形の位相
S	=	基準面積
S_{wet}	=	層流もしくは乱流領域の濡れ面積

T_0	=	風洞の総温
t	=	変形を記述するモードの総和をとる添え字
t_∞	=	変形を記述する最大モード数
U_∞	=	一様流速度
V_{\max}	=	最大横流れ速度
W_x	=	変形の重み付け項
w_x	=	変形の重み付け項を記述する分布幅パラメータ
x	=	先端からの軸方向位置
x_0	=	変形の代表的な軸方向位置
x_f	=	一様流方向の先端からの位置
x_T	=	実験的遷移位置
x_w	=	変形の重み付け項を記述する代表位置パラメータ
y	=	先端からの水平方向位置
z	=	先端からの, x および y に垂直方向位置
α	=	迎角
ΔS_i	=	局所微小表面積
Δx_{Cp}	=	圧力分布のトップラインとボトムラインのピーク(負圧側の極大値)位置の差分
Δx_R	=	形状のトップラインとボトムラインのピーク(負圧側の極大値)位置の差分
ε_0	=	局在波変形の軸方向変形項の最低振幅
θ	=	側面における等 x 断面と変形の稜線のなす角度
κ	=	局在波変形の周方向変形項の分布幅に関するパラメータ
λ	=	局在波変形の軸方向変形項の分布幅に関するパラメータ
ρ_∞	=	一様流密度
Φ	=	軸方向の変形項
ϕ	=	トップラインからの x 軸周りの周方向角度
ϕ_0	=	変形の代表的な周方向位置
ϕ_f	=	トップラインからの x_f 軸周りの周方向角度
Ψ	=	周方向の変形項
SH	=	Sears-Haack 体

1. 序論

コンコルドの後継機となる次世代超音速旅客機 (Supersonic Transport; SST) を開発するにあたり, 最も重要な技術課題は空力抵抗とソニックブームの低減である. これらの問題を解決することを目的に, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では技術目標となる超音速旅客機のシステム概念に関する研究を進めている. 「ソニックブームを半減させるための先進的設計概念及び手法」については, D-SEND (Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom) プロジェクトでその実証・評価を行う. 既に, 2011 年 5 月にスウェーデンのエスレンジ場において実施された気球落下実験 (D-SEND#1 試験) では, 低ブーム軸対称形状の効果を世界で初めて実証した[1]. 一方, 抵抗低減に関しては, NEXST (National EXperimental Supersonic Transport ; NEXST) プロジェクトにおいて, 無推力のロケット実験機 NEXST-1 の設計に, 4 つの抵抗低減コンセプトを適用した. 特に, 摩擦抵抗低減については, 自然層流翼の概念を世界で初めて亜音速前縁翼に対し適用し,

CFD (Computational Fluid Dynamics) 逆問題設計法を用いて自然層流翼設計を行った[2].
そしてその効果は、2005 年 10 月にオーストラリアのウーメラ実験場において実施した飛行実験で実証されている[3].

しかし、機首の自然層流化については、亜音速機に対して設計が試みられている[4-7]が、超音速機機首に対しては、未だに設計手法が確立されているとは言えない。その理由は、機首状物体の形状は一見単純であるが、境界層の遷移機構は複雑なためである。最も単純な機首状物体である円錐は、迎角がない場合は、境界層流れも単純な 2 次元流として近似出来、気流乱れ計測に用いられるなど標準模型としての役割を果たす[8-10]。この時、その境界層遷移は 1st-mode 不安定に支配される。しかし、ひとたび迎角をとると、トップライン (leeward ray) 側とボトムライン (windward ray) 側には圧力差が生じる。この間の圧力勾配により、流線が曲げられ、境界層流れは 3 次元的となる。その結果側面では横流れ (crossflow ; CF) 不安定が卓越することが知られている。また、風上対称面であるボトムライン境界層は依然として 1st-mode 不安定に支配されるが、もう一方の対称面であるトップラインでは流れが側面から寄せ集められる。そのために表面に近い低速流が壁から上方に持ち上げられ、境界層内の速度分布に変曲点が生じ、遷移が促進される[10-14]。このように、迎角をもつ機首状物体の境界層遷移は、形状や迎角に応じ、複数の不安定機構に支配されるため、翼に比べ非常に複雑かつ多様であり、自然層流設計は非常に困難である。しかし、摩擦抵抗低減に対する要請は、年々増す一方である。

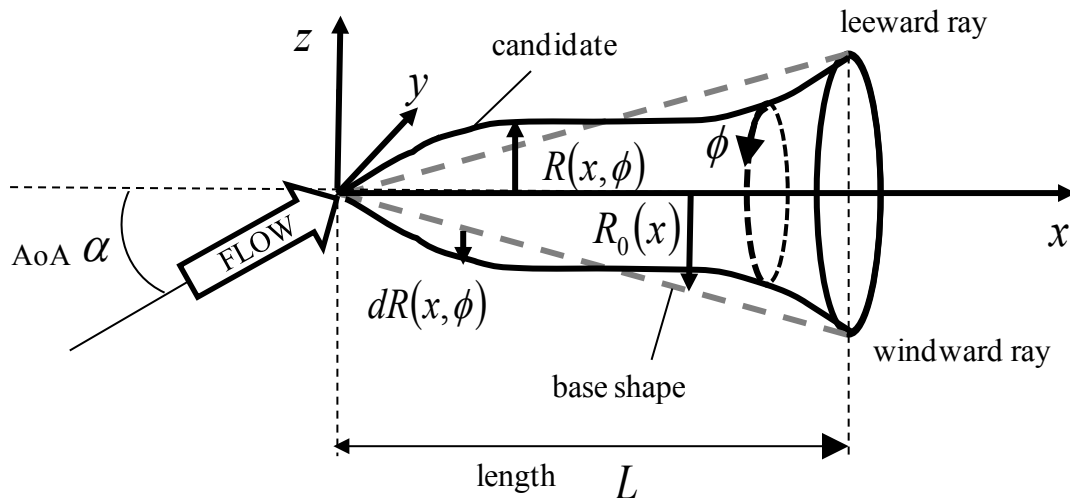


Fig. 1. Illustration of candidate shape.

そこで JAXA では、超音速機の機首の自然層流化機構を理解し、自然層流効果をもたらす変形形状の設計指針を獲得することを目的として、境界層遷移の研究に注力している。特に、2009 年度より JAXA と NASA の間で進められている共同研究の中で、軸対称形状の遷移特性について数値的、実験的に調べている[13-14]。また静粛超音速機についても、自然層流機首設計の準備として、境界層遷移特性を数値的に調べた[15]。その結果、静粛超音速機 (通称 S3TD) 2.5 次形状の圧力分布に軸方向の振動が観測され、それに応じて横流れ速度の方向が反転を繰り返すが、その振幅は小さい状態を維持することがわかった。従って、表面を波状に変形させることにより、それに応じた圧力分布を波状に変動させれば、横流れ速度の増幅を抑制し、最終的に横流れ不安定による遷移を抑制できると考えた。そこで、基準形状に正弦波的、あるいは局在する波状の変形を加え自然層流機首を設計することを試みた (Fig.1) [15-18]。本稿では、その成果について報告する。

自然層流機首形状は、数値的な予測を元に設計され、設計された形状の自然層流効果は実験的に検証された。次節で形状の記述方法を、3 節で数値的な解析手法および実験方法を述べたあと、4 節で正弦波変形形状の解析結果を、5 節で局在波変形形状の解析結果を示し、6 節でまとめる。

2. 形状の記述方法

2.1. 変形形状と基準形状

変形形状は、基準形状に、後述する変形を加えて、以下の式で記述した。

$$R(x, \phi) = R_0(x) + dR(x, \phi). \quad (1)$$

基準形状は、任意であり、これまでの研究では Sears-Haack 体および Flared-cone の 2 つの形状[12-14]について自然層流化を行っている[15-18]。しかし本稿では、Sears-Haack 体を基準とする変形形状についてのみ結果を示す。従って基準形状は以下の式で定義される。

$$R_0(x) = R_{SH}(x) = A_{SH} \left[\left(\frac{x}{L_{SH}} \right) \left\{ 1 - \left(\frac{x}{L_{SH}} \right) \right\} \right]^{\left(\frac{3}{4} \right)}. \quad (2)$$

ここで $A_{SH} = 96.57 \text{ mm}$, $L_{SH} = 1194.938 \text{ mm}$ である。なお、Sears-Haack 体は低抵抗として知られた形状で、軸方向に順圧力勾配を持つ。

2.2. 変形の記述

変形は、正弦波変形・局在波変形のいずれであっても、軸方向、周方向、どちらか一方の、あるいは両方向に重なり合う波形状で記述する。また変形は単一波数モードだけでなく、複数の波数モードの重ね合わせもあり得るので次式で記述する。

$$dR(x, \phi) = W_x(x) \times \sum_{i=1}^{i_\infty} \{ \Phi_i(x, \phi) \times \Psi_i(x, x_{0i}(\phi)) \}. \quad (3)$$

各モードの軸方向の変形項および周方向の変形項は、それぞれ

$$\Psi_i(x, x_{0i}) = \sum_{i=0}^{i_\infty} [B_{ii}(x) \times \sin\{2\pi \times n_{ii} \times (x/L) + \pi \times m_{ii}\}] + [\varepsilon_{0i} + 2\pi E_{0i} e^{-(1/2\lambda_i^2)(\phi - \phi_{0i})^2}], \quad (4)$$

$$\Phi_i(\phi) = \sum_{j=0}^{j_\infty} D_{ij} \times \cos\{k_{ij} \times \phi + r_{ij}(x/L)\} + 2\pi G_{0i} e^{-(2\pi^2/\kappa_i^2)((x - x_{0i}(\phi))^2/L^2)}, \quad (5)$$

と記述する。それぞれ第 1 項目が正弦波変形を、第 2 項目が局在波変形を記述している。詳細は 2.3 および 2.4 節で説明する。本稿では(3)式中の添え字 i は $i=1$ に限定する。

なお、 $W_x(x)$ は、変形が境界条件を守るための重み付け関数である。詳しくは 2.5 節で後述する。

2.3. 正弦波変形

前節で述べた様に、正弦波変形は式(3)によって表される。このとき、軸方向の変形項および周方向の変形項は、それぞれ式(4)および(5)の第 1 項で記述される。正弦波変形のみを表すと、(4)式および(5)式は次の様に書き直される。

$$\Psi_i(x, x_0 = 0) = \sum_{i=0}^{i_\infty} [B_{ii}(x) \times \sin\{2\pi \times n_{ii} \times (x/L) + \pi \times m_{ii}\}], \quad (4')$$

$$\Phi_i(\phi) = \sum_{j=0}^{j_\infty} D_{ij} \times \cos\{k_{ij} \times \phi + r_{ij}(x/L)\}. \quad (5')$$

ここで、式(4')の軸方向の変形項の振幅は、さらに3つの項に分解して定める。

$$B_{ii}(x) = R_{Bii}(x) \times A_{ii} \times C_{ii}(x). \quad (6)$$

基準振幅 $R_i(x)$ は、基準形状の局所半径

$$R_{Bii}(x) = R_0(x), \quad (7)$$

を用いるか、基準形状の最大半径（つまり後端の半径）

$$R_{Bii}(x) = \max[R_0(x)] = R_0(x = x_{\max}), \quad (8)$$

を用いる。また振幅の軸方向分布 $c_{ii}(x)$ は、通常一定値である

$$c_{ii}(x) = 1, \quad (9)$$

で与える。本稿でも式(9)に限定する。ただし、一般的には任意の関数である。例えば大型旅客機を対象とする場合、自然層流化すべき部位、すなわち変形を加える部位は先端付近に限られる。もし後端付近まで変形を加えると、機体の大きさに応じて変形量も大きくなり、それによって流れが剥離してしまう可能性が生じる。そこで、大型旅客機を対象とする高 Reynolds 数の場合には、変形を先端付近に限定する必要がある。そこで、これまでの研究では

$$c_{ii}(x) = (1 - x/L)^3 \quad (10)$$

と与えたケースがある[15,16]。残された係数、所謂“振幅”である A_{ii} および、変形の波数 n_{ii} 、位相 m_{ii} はパラメータとして適宜数値を与えた。周方向変形の振幅、波数、および位相である D_{ii} 、 k_{ii} 、 r_{ii} についても、パラメータとして数値を与えた。各パラメータは Table 1-1 に示す。

正弦波変形については、100 以上の変形形状について自然層流効果を評価した[15]が、本稿では Table 1-1 に示す 14 ケースについてのみ結果を示す。

2.4. 局在波変形

局在波変形も、正弦波変形と同様に、2.2 節で述べた様に式(3)によって表される。このとき、軸方向の変形項および周方向の変形項として、双曲線関数型の変形と Gauss 分布型の変形を考案した。文献 17 では双曲線関数型の変形について考察したが、本稿では Gauss 分布型の変形について取り扱う。軸方向の変形項および周方向の変形項は、それぞれ式(4)および(5)の第2項にも示したように、

$$\Psi_i(x, x_{0i}) = \varepsilon_{0i} + 2\pi E_{0i} e^{-\{1/2\lambda_i^2\}(\phi - \phi_{0i})^2}, \quad (4'')$$

$$\Phi_i(\phi) = 2\pi G_{0i} e^{-\{2\pi^2/\kappa_i^2\}[(x - x_{0i}(\phi))^2/L^2]}, \quad (5'')$$

と表す。

正弦関数は完全正規直交性をもつため、この局在波変形も原理的には前節に述べた正弦波変形の重ね合わせで記述することが出来る。しかし、そのためには非常に多くの波数成分を重ね合わせる必要があり、パラメトリックな設計から遷移解析までを行うには不適切であると考え、本研究では他種の変形として考える。

変形の代表的な位置は

$$x_{0i}(\phi)/L = \tanh\{(\phi - \pi/2) \times H_{1i}\}/H_{3i} + H_{2i}, \quad (11)$$

と定める。ここで H_{3i} が無限大であれば変形は軸対称となる。

各パラメータには適宜数値を与えた。各パラメータは Table 1-2 に示す。表中の高さおよび幅は L01 ケースの変形を基準におおよそその値を記述した。また角度 Θ については 5.1 節で詳しく述べる。

局在波変形については、Table 1-2 に示す 13 ケースについて結果を示す。

2.5. 境界条件

さらに境界条件として，変形は両舷方向には対称であり，風上および風下対称面では周方向の曲率が不連続にならないこと，また先端および後端では変形がゼロとなることを与える．

$$dR(x=0, \phi) = dR(x=L, \phi) = 0. \quad (12)$$

境界条件を満たすための重み付け項は，条件さえ満たせば任意であるが，本稿では以下のように記述する．

$$\begin{aligned} W_x(x) &= W_x(x, x_w, w_x) \\ &= \frac{\left[\tanh\left\{w_x \frac{(x-x_w)}{L}\right\} + \tanh\left\{w_x \frac{x_w}{L}\right\} \right] \times \left[\tanh\left\{w_x \frac{([L-x]-x_w)}{L}\right\} + \tanh\left\{w_x \frac{x_w}{L}\right\} \right]}{\left[\tanh\left\{w_x \frac{(L/2-x_w)}{L}\right\} + \tanh\left\{w_x \frac{x_w}{L}\right\} \right]^2}. \end{aligned} \quad (13)$$

Table 1-1. Parameters for sinusoidal deformation and flow conditions

Candidate		S01	S02	S03	S04	S05	S06	S07	S08	S09	S10	S11	S12	S13	S14																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																										
Computation ID		ID026	ID020	ID036	ID015	ID018	ID078	ID072	ID150	ID153	ID154	ID046	ID047	ID055	ID056																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																										
Flow condition	M	2		2		2		2		2		1.5	2.5	2																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
	α [deg]																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																								
	L [m]	0.33																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	Re _L [million]	4.0×10 ⁶																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
Base shape		SH																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
Parameters for deformation	Weight function	x _w	1.0×10 ⁻¹¹																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																						
		w _x	1.0×10 ⁸																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																						
		Number of mode		1										2		1																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																									
	Parameters for first deformation	R 11	Rmax	Rmax	R(x)	R(x)	R(x)	Rmax	Rmax	Rmax	R(x)	R(x)	R(x)	Rmax																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
		A 11	0.1	0.05	0.1	0.05	0.05	0.05	0.05	0.033	0.05	0.05	0.05	0.1																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
		C 11	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
		n 11	1	1	2.5	1.5	0	1	1	1	0	1	1	1																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
		m 11	0	0	0	0	1	0.5	0	0	0.5	0	0	0																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
		D 11	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
		r 11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																											
k 11	0	0	0	0	0	3	3	0	3	3	0	0																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																													
Parameters for second deformation	R 21	Rmax													Rmax	R(x)	R(x)	Rmax																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	A 21	0													0.0066	0	0	0																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	C 21	1													1	1	1	1																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	n 21	0													2	0	0	0																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	m 21	0													0	0	0	0																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	D 21	1													1	0.2	0.2	1																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
	r 21	0													0	0	0	0																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																							
Comment	k 21	典型形状	小振幅	高波数	高波数	相位反転	周方向	軸方向	軸方向	周方向	周方向	軸方向	軸方向	周方向	周方向	軸方向	軸方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向	周方向

3. 解析方法および解析条件

3.1. 数値解析手法

数値流体解析 (Computational Fluid Dynamics ; CFD) の計算格子は, JAXA で開発されたコードで生成した. 計算格子の格子点数は, 軸方向に 120 点, 径方向に 150 点, 周方向に 193 点以上の約 450 万点とった. 変形状全長を 1 とした場合の無次元最小格子幅は $0.01/\sqrt{\text{Re}_L}$ に相当し, 境界層内には 40 から 80 の格子点が入っている. 本計算格子点数が十分であることは, 別途確認されている[11,13,14].

CFD の解析ソルバは JAXA の UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation)[19]を用いた. 支配方程式は, Navier-Stokes (NS)方程式である. 本稿では, 後に述べる遷移解析において層流状態の攪乱増幅から遷移を予測するため, 全面層流を仮定した. 離散化には Cell Center 型有限体積法を, 時間積分には, 局所時間刻み CFL を 100 とした MFGS 陰解法を用いた. 対流項には Roe スキームを用いた.

遷移解析には, JAXA で開発した e^N 法に基づく遷移予測コード LSTAB を用いた. e^N 法では, 積分された攪乱の空間増幅率である N 値が, 実験的な遷移位置に基づいて得られた指標に達した位置を遷移位置として予測する経験的な手法である. LSTAB は, 3 次元圧縮性層流境界層における線形安定論を基準に平行流近似を適用しており, 物体表面や流線の曲率が大きくない場合には十分妥当であることを確認している[11]. また, 増幅率の積分には, 外部流線方向に envelope 法を適用した.

ところで, 変形によっては, 境界層流れが剥離したと思われる場合があった. 本稿で使用した CFD ソルバでは境界層の剥離現象を正しくとらえることが出来ないが, 境界層厚さが急激に変化した場合には境界層が剥離したと考え, 遷移解析は行わなかった.

本稿の目的は自然層流化による摩擦抵抗の低減であるが, 摩擦抵抗が低減された以上に圧力抵抗が増大しては, 総合的には抵抗低減にはならない. そこで, 各変形状および基準形状について, 摩擦抵抗 C_{Df} および圧力抵抗係数 C_{Dp} も数値的に算出し, 比較した.

圧力抵抗係数 C_{Dp} は以下の通り算出した.

$$C_{Dp} = D_p / \left\{ (1/2) \rho_\infty U_\infty^2 S \right\}, \quad (15)$$

$$D_p = \sum_i (F_{pi} \cdot \Delta S_i), \quad (16)$$

$$F_{pi} = F_{pxi} \cos \alpha + F_{pzi} \sin \alpha, \quad (17)$$

ここで, ρ_∞ は一様流密度, U_∞ は一様流速度, S は基準面積, α は迎角, ΔS_i は局所微小表面積, F_{pxi} および F_{pzi} はそれぞれ圧力に起因して局所微小表面積 ΔS_i に働く法線応力の一様流方向および鉛直方向成分を示す. 基準面積は最大となる断面積をとった.

摩擦抵抗係数 C_{Df} は, $N=7$ となる位置を遷移位置としたときの層流および乱流領域の濡れ面積に基づき算出した. C_{Df} は次式で定義される[20].

$$C_{Df} = C_f(R_{eL}, M_\infty) \frac{S_{wet}}{S}, \quad (18)$$

ここで, $C_f(R_{eL}, M_\infty)$ は摩擦係数, S_{wet} は層流もしくは乱流領域の濡れ面積である. 圧縮性を考慮した摩擦係数 $C_f(R_{eL}, M_\infty)$ は非圧縮の摩擦係数 $C_n(R_{eL})$ および Hoerner の式 $f(M_\infty)$ により以下の様に定義される. 非圧縮の摩擦係数は, 層流・乱流ともに平板境界層と同等であると仮定し, 層流では Blasius の式に, 乱流では Plandtl の式に基づいて求めた.

$$C_f(R_{eL}, M_\infty) = C_n(R_{eL}) \cdot f(M_\infty), \quad (19)$$

$$f(M_\infty) = \left(1 + 0.15 M_\infty^2 \right)^{-0.58}. \quad (20)$$

$$C_{n, laminar}(R_{eL}) = 1.328 / \sqrt{R_{eL}}, \quad (21)$$

$$C_{n, turbulent}(R_{eL}) = 0.455 / (\log_{10} R_{eL})^{2.58}. \quad (22)$$

なお、後述するように、ボトムライン付近などでは、積分された攪乱の空間増幅率である N 値の増加が緩やかで、後端でも $N=7$ に達しない形状があった。このような場合には $N=7$ の等値線が、全周方向角度において求められない。一方、形状によって、摩擦抵抗を算出する周方向範囲が異なると、正しい評価が出来ない。そこで、全ての形状において $N=7$ の等値線が算出された $\phi=30 \text{ deg}$ から $\phi=140 \text{ deg}$ の範囲での $N=7$ となる軸方向位置を平均し、その平均位置で全周方向において境界層が遷移すると仮定して濡れ面積を算出した。なお、 $N=7$ は風洞試験における遷移位置を予測する際に採用している値である。

3.2. 実験方法

実験は、富士重工業株式会社所有の高速風洞において、著者らが実施した。この風洞は、測定部の大きさが、 $0.6\text{m} \times 0.6\text{m}$ の吸い込み式である。

気流乱れである無次元静圧変動は、 $M_\infty = 2.0$ で 0.04% と低乱れであることがわかっている[3,13]。

自然層流機首形状として、自然層流効果の大きい典型的な形状である S01[15,16]を迎角 $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ に設置した S14 を採用し、遷移位置が計測した。また、それぞれの自然層流効果を確認するため Sears-Haack 体の遷移位置も計測した。

模型は、両者とも cone 部分の長さ L が 0.33m の断熱的な樹脂（ポリサルフォン；PSU）製である。ただし先端は加工上の問題からステンレス製であり、スティング取付部分および模型内部の芯もステンレス製である。模型の先端半径は $0.025\text{-}0.050\text{mm}$ の範囲内で、出来るだけ小さく 0.025mm に近づけるよう製作した。模型の表面は平均表面粗さが $0.5 \mu\text{m}$ 以下となるよう研磨した。

境界層の遷移位置は、熱伝達率が層流と乱流で異なることを利用し、赤外線カメラ（日本アビオニクス製；TVS-8502）で計測された表面温度から検出した。本来、遷移位置は、表面温度の変化から算出した熱伝達率に基いて求めるべきであるが、ここでは気流が安定している間の温度差から簡易的に求めた。温度差分布が急激に変化する位置と、熱伝達率が急激に変化する位置はほぼ等しいことがわかっている[13]。なお、計測可能な周方向範囲は 120deg 程度（ $\phi = 90 \text{ deg}$ がカメラ正面にくるように設置した場合、 $\phi = 30 \text{ deg}$ 程度から $\phi = 150 \text{ deg}$ 程度まで）である。

3.3. 解析条件

数値解析は、風洞試験の典型的な条件にあわせ、一様流マッハ数 $M_\infty = 2.0$ 、総圧 $P_0 = 99.0 \text{ kPa}$ 、総温 $T_0 = 297.0 \text{ K}$ 、単位 Reynolds 数 $Re_{unit} = 12.08 \times 10^6 \text{ [1/m]}$ （変形状全長 L に基づく Reynolds 数 $Re_L = 4.0 \times 10^6$ ）とした。また、迎角は $\alpha = 2.0 \text{ deg}$ とした。

さらに、一様流マッハ数 M_∞ は、 1.5 および 2.5 （従って $Re_{unit} = 14.52 \times 10^6 \text{ [1/m]}$ および $Re_{unit} = 9.63 \times 10^6 \text{ [1/m]}$ ）に、また迎角は、 $\alpha = 1.0 \text{ deg}$ および $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ に変化させ、一様流条件の影響を評価した（Table 1-1 および 1-2）。

設計検証を実際に行ったときの実験条件は、 $M_\infty = 2.0$ 、 $P_0 = 101.3 \text{ kPa}$ 、 $T_0 = 289.2 \text{ K}$ 、 $Re_{unit} = 12.08 \times 10^6 \text{ [1/m]}$ であった。迎角 $\alpha = 2.0 \text{ deg}$ と $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ で実験を行った。

4. 正弦波変形による自然層流機首設計

本節では正弦波変形による自然層流機首設計の試みについて述べる．形状の記述は 2 節で述べた通りである．

4.1. 数値的な遷移解析結果

まず、比較のために基準形状の代表例である Sears-Haack 体について Fig.2-1 から Fig.2-7 に CFD 解析および遷移解析結果を示す．また、一樣流条件を、Table 1-1 と重複するが、抜粋し Table 2 に示す．

Fig.2-1 には、側面から見た代表的な表面流線を示す．図中凡例の line に続く数字が、抽出した流線の番号を示し、line 1 はトップライン上の、line253 はボトムライン上の流線である．従って、この 2 つの流線は側面からみた形状に対応する．またその間の流線は、形状全体に万遍なく配置されるよう選択しているため、始点位置は形状毎に一致しているとは限らない．代表的な軸方向位置における断面形状は Fig.2-7 に示す．次に Fig.2-2 には、それぞれの流線に対応した表面静圧分布を示す．Fig.2-3 および Fig.2-4 には、それぞれ周方向と軸方向の圧力勾配比と最大横流れ速度 V_{\max} （横流れ速度の境界層内の最大値）のコンタを示す．Fig.2-5 には、それぞれの流線に沿った不安定波の空間増幅率 N を示す．最後に、Fig.2-6 には、予測遷移位置として、代表的な N 値コンタを示す．同図に示されている赤い細線は、Fig.2-1 に示した流線に対応する． N 値コンタが後端側、あるいはトップラインおよびボトムライン側で途切れているのは、後端までにその N 値に至らなかったためである．

次に Table 1-1 に挙げる正弦波変形形状に対する数値解析結果[15]を形状毎に Fig.3-1-1～3-14-7 に示す．また、一樣流条件および形状を決定したパラメータを、Table 1-1 と重複するが、抜粋し Table 3-1～3-14 に示す．

各図は、Sears-Haack 体に対する Fig.2-1～Fig.2-7 と、図番の末尾が同じものに対応している．ただし、一樣流条件が等しい正弦波変形形状の予測遷移位置については、末尾が 6 の図 (Fig.3-1-6, Fig.3-2-6, Fig.3-3-6, Fig.3-4-6, Fig.3-5-6, Fig.3-6-6, Fig.3-7-6, Fig.3-8-6, Fig.3-9-6 および Fig.3-10-6) に、比較のための Fig.2-6 に示した Sears-Haack 体に対する N 値コンタが併記してある．但し、一樣流条件が異なる場合については併記していない (Fig.3-11-6, Fig.3-12-6, Fig.3-13-6 および Fig.3-14-6)．

正弦波変形形状の側面に対して予測される遷移位置を、基準形状の遷移位置と比較したところ、S01 と呼称する形状 (Table 1-1 および Table 3-1) における遷移位置の後退、すなわち自然層流効果が非常に大きかった．そこで、S01 の流れ場を詳しく調べる．

まず、S01 の形状は、Table 1-1 (Table 3-1)、および Fig. 3-1-1 と Fig. 2-1 との比較から明らかなように、基準形状である Sears-Haack 体に、波数 1 の軸対称な正弦波変形を重ね合わせた形状で、先端側で基準より太く後端側で基準より細くなっている．特に着目すべき特徴として、 $x=0.17\text{m}$ 付近では半径が軸方向にほとんど変化せず、ほぼ円筒となっていることが挙げられる．また、その円筒部分の中に形状の二次導関数（つまり母線の曲率）がゼロとなる点があり、曲率はその後で負から正に転じる．

次に圧力分布 (Fig. 3-1-2) に着目すると、まず x 方向の圧力の変化が Sears-Haack 体と大きく異なることがわかる．Sears-Haack 体は下流方向に単調に順圧力勾配を持つが、S01 では、中央付近に極大を持ち、上流側では順圧力勾配、下流側では逆圧力勾配を持つ．一方、周方向には、S01、Sears-Haack 体ともに、ボトムラインからトップラインに向かって順圧力勾配をもつ．その大きさは、先端で大きく中央に向かって減少する傾向にある．S01 と Sears-Haack 体の ϕ 方向の圧力勾配の差は、 x 方向の勾配に比べると小さい．特に、S01 の中央で、半径が軸方向にほとんど変化せずほぼ円筒となっている位置で小さかった．

側面の境界層遷移は、横流れ不安定に支配されていることが知られているので、次に横流れ速度に着目する。最大横流れ速度 V_{\max} （横流れ速度の境界層内の最大値）を C_p と同様にコンタ図で示す(Fig. 3-1-4)。その結果、側面における V_{\max} 分布が、Sears-Haack 体(Fig. 2-4)と S01 で大きく異なることがわかる。まず分布のパターンが異なる。Sears-Haack 体では、 V_{\max} は x 方向にあまり変化せずに ϕ 一定線にほぼ沿って分布しており、 $\phi = 90 \text{ deg}$ 付近で最大値を取る。一方、S01 では x 方向にも大きく変化しており、 $\phi = 90 \text{ deg}$ では、 $x = 0.12 \text{ m}$ くらいで一旦大きくなった後減少し、後端付近で再び増大している。そして V_{\max} の大きさは、後縁近傍を除いて、Sears-Haack 体に比べ S01 の方が全体的に小さい傾向にある。この傾向は $\phi = 90 \text{ deg}$ を中心とする側面領域に及ぶことがわかる。

Sears-Haack 体に比べ S01 の V_{\max} が小さい理由は、S01 の方が ϕ 方向と x 方向の圧力勾配の比が小さく押さえられているからと考えられる (Fig. 3-1-3 および Fig. 2-3)。極端に言えば、軸対称流れであれば、 ϕ 方向の圧力勾配はなく、流れは母線に沿って軸方向を向くため横流れが押さえられるのは自明である。S01 では形状は軸対称であるが迎え角をもつため、流れは三次元的で、 ϕ 方向の圧力勾配はゼロではない。しかし、S01 では Sears-Haack 体に比べ、 ϕ 方向と x 方向の圧力勾配の比が小さく、相対的には三次元性が弱い。さらに ϕ 方向の圧力勾配だけに着目しても、圧力分布のピーク（負圧側の極大点；以下、圧力分布のピークとは圧力係数の負圧側の極大値、あるいは極大値をとる極大点を指す）を過ぎたところで非常に小さく、ほぼゼロとなっている。これは Fig. 3-1-2 に示す圧力分布において、トップラインとボトムラインの圧力分布の差、すなわち両者間の幅が小さいことからわかる。この位置では、境界層流れの三次元性が非常に弱まっていると推測されるが、まさに横流れもほぼゼロになっていることが確かめられる (Fig. 3-1-4)。

その結果、S01 の数値的に予測される遷移位置は、Sears-Haack 体に比べ後退し自然層流効果があることがわかった (Fig. 3-1-6)。ただし自然層流効果の大きさは、遷移位置を予測する N や ϕ の値によって異なった。例えば、 $\phi = 90 \text{ deg}$ では、 $N = 4$ よりも $N = 7$ において遷移位置の後退が大きい。しかし $\phi = 150 \text{ deg}$ では、 $N = 4$ では依然として S01 の方が後退しているにもかかわらず、 $N = 7$ では S01 の遷移位置の方が Sears-Haack 体に比べ前進していた。ボトムライン近傍の位置では横流れ不安定ではなく 1st-mode 不安定が遷移を支配するが、全領域で順圧力勾配しか持たない Sears-Haack 体に対して S01 は後端近傍で逆圧力勾配をもつために、1st-mode 不安定が増幅したものと考えられる。

以上の結果から、側面では周方向と軸方向の圧力勾配比が小さい場合に、ボトムラインでは順圧力勾配となる場合に、自然層流効果が得られることがわかった。そして、全周方向にわたって自然層流効果を得るには、変形を非軸対称として圧力勾配を最適化する必要性がある。

各パラメータの自然層流効果に対する感度を調査するため、変形の振幅や波数、位相などのパラメータを変化させ、遷移解析を行った (Table 1-1 および Table 3-2)。

Sears-Haack 体と S01 の定性的な比較から、変形の振幅が大きいほど軸方向の圧力勾配が大きくなり、自然層流効果が増大することを期待した。しかし、振幅を大きくした場合は、境界層が剥離してしまい、遷移解析ができなかった。変形の振幅が大きいと、逆圧力勾配が生じ、境界層が剥離すると考える。そこで、振幅の影響を明確化するために振幅が小さい場合について調べた。S01 とほぼ同じ形状であるが、振幅 A が 0.05 と S01 の半分である S02 形状について調べた。その結果、圧力分布の定性的な傾向は S01 とほぼ同じであった (Fig. 3-2-2 および Fig. 3-2-3)。しかし、軸方向の圧力勾配は予測通り S01 に比べ小さいにもかかわらず、周方向の圧力勾配は S01 とほぼ同じであった。結果として周方向と軸方向の圧力勾配比が大きく、横流れ速度が抑制されておらず (Fig. 3-2-4)、最終的な自然層流効果も小さかった (Fig. 3-2-5 および Fig. 3-2-6)。従って、変形の振幅が大きいほど、自然層流効果が大きいことが確認された。

次に、軸方向変形の波数を変化させた S03 および S04 について述べる。

Table 1-1 および Table 3-3, 3-4 に示す通り、S03 は波数を 2.5, S04 は波数を 1.5 とした。波数についても、振幅の場合と同様に、大きくするほど、軸方向の圧力勾配が大きくなり、自然層流効果が増大することを期待した。しかし単に波数を大きくすると、振幅に対する検討の場合と同様に、境界層が剥離してしまった。特に基準振幅を基準形状の最大半径とした場合、先端近くにおける逆圧力勾配が大きくなり過ぎることがわかった。そこで、基準振幅として基準形状の局所半径を用いて、逆圧力勾配の抑制を試みた。つまり、S03 では $B_{11}(x) = R_{11}(x) \times A_{11} = R_0(x) \times 0.1$, S04 では $B_{11}(x) = R_0(x) \times 0.05$ とした (Table 1-1, Table 3-3 および Table 3-4)。

その結果、S03 および S04 では剥離が回避された。そして、S03 では、周方向と軸方向の圧力勾配比および最大横流れ速度が、S01 よりも小さく抑制されている領域があることが確認された (Fig. 3-3-3 および Fig. 3-3-4)。しかし、全体的に見ると、 $\phi = 90 \text{ deg}$ 付近の最大横流れ速度は S01 に比べて大きくなってしまった領域が広く、遷移位置は S01 のように後退しなかった (Fig. 3-3-6)。その原因として逆圧力勾配の領域における N 値の増加が S01 に比べ大きかったためと考えられる (Fig. 3-3-5)。

S04 では振幅が小さくしたため、軸方向の圧力勾配も S01 に比べると非常に小さかった (Fig. 3-4-2) が、S02 と比べるとやや大きかった。その結果、周方向と軸方向の圧力勾配比は、S02 に比べるとやや改善されていた (Fig. 3-4-3) が、最大横流れ速度は一部 S02 に比べ大きくなっていて (Fig. 3-4-4)。その結果、遷移位置も S02 ほどは後退しなかった (Fig. 3-4-6)。S03 および S04 の他にも、波数を変化させた形状について検討を行ったが、検討した範囲では S01 より高い自然層流効果を示す形状は得られなかった。また、自然層流効果に対する波数の影響を明確に得ることは出来なかった。

次に、軸方向の変形の位相を変化させた。すなわち、先端部分の半径が基準形状に比べ減少するよう、位相のパラメータを $m_{11} = 1$ とした。例として S04 と位相のみを変化させた S05 に関する解析結果を示す。まず始めに、S05 では S04 に比べごく先端の軸方向圧力勾配が急であることに気付く (Fig. 3-5-2)。その結果、圧力勾配比および最大横流れ速度が大きい領域も、それらに起因する N 値が急激に増加する領域も先端に近づいていることがわかる (Fig. 3-5-3, Fig. 3-5-4 および Fig. 3-5-5)。最終的には遷移位置もあまり後退しなかった (Fig. 3-5-6)。他にも、先端部分の半径が基準形状に比べ減少するよう、位相を設定した形状について検討を行ったが、検討した範囲では S01 より高い自然層流効果を示す形状は得られなかった。そして、位相は、先端部分の半径が基準形状に比べ増大するように選択すべきことがわかった。

これまでは軸方向のみの軸対称変形について述べてきたが、非軸対称な周方向変形についても調査した。例として、S06 について解析結果を示す。この形状は、周方向のみに波数 $k_{11} = 3$ をもつ。つまり軸周りに 1/3 回転、あるいは 2/3 回転させた場合に、断面形状が元の形状と合同となる回転対称性をもつ (Fig. 3-6-7)。まず S06 では、先端付近での圧力勾配比および最大横流れ速度が S01 と定性的に似ているが、先端付近の大きさが大きいことに気付く (Fig. 3-6-3 および Fig. 3-6-4)。 N 値も S01 に比べると急激に増加しており遷移位置の大きな後退は観測されなかった (Fig. 3-6-5 および Fig. 3-6-6)。

さらに、周方向だけでなく軸方向にも波数 1 をもたせた S07 では、表面流線に沿った圧力勾配が交差しており (Fig. 3-7-2)、境界層流れの振る舞いが S01 から S06 までとは大きく異なり複雑なことがわかる。圧力勾配比および最大横流れ速度も、符号あるいは大きさの異なる領域が千鳥格子状に分布した (Fig. 3-7-3 および Fig. 3-7-4)。その結果、 N 値曲線の勾配が急になる領域が流線によって大きく異なり (Fig. 3-7-5)、最終的な遷移位置も複雑に分布した。結果的に、流線によっては遷移位置が大きく後退したが、全面的な後退は観測されなかった。

二つの変形の重ね合わせについても調べた。ただし、本研究の中で検討した S08 から S10 は、一つの変形が他方に比べ卓越しているため、境界層流れの振る舞いもその卓越した変形を単一に加えた場合に非常によく似ており、S01 よりも遷移位置が後退する形状はなかった。

最後に、一様流マッハ数および迎角の影響を調べた。ただし、自然層流効果の評価は、等しい一様流条件で算出された基準形状の遷移位置との比較によってなされるのであり、異なる一様流条件における遷移位置の比較はあくまでも参考である。なお形状は S01 と同一であるが、わかりやすいよう、新たな形状 S11 から S14 として示す。特筆すべき結果を以下にまとめる。

一様流マッハ数が 1.5 と小さい S11 では、先端付近での最大横流れ速度が S01 に比べ小さくなっている (Fig. 3-11-4)。その結果 N 値曲線の勾配が小さく、 $N=4$ で予測される遷移位置は大きく後退する (Fig. 3-11-5 および Fig. 3-11-6)。しかし、後端側では急激に N 値が増大するため $N=7$ で予測される遷移位置の後退は小さい。反対に、一様流マッハ数が 2.5 と大きい S12 では、横流れ速度が大きい (Fig. 3-12-4) が、 N 値曲線の勾配は小さく、どの N 値で予測される遷移位置も、S01 とほぼ等しい (Fig. 3-12-5 および Fig. 3-12-6)。いずれにしても、一様流マッハ数が遷移位置に及ぼす影響は小さい。

一方、迎角に対する依存性は大きく、迎角が $\alpha=1\text{deg}$ と小さい S13 ではどの N 値で予測される遷移位置も大きく後退する (Fig. 3-13-6) が、迎角が $\alpha=3\text{deg}$ と大きい S14 ではどの N 値で予測される遷移位置も大きく前進する (Fig. 3-14-6)。これは、周方向の圧力勾配が、迎角に対し敏感に変化するためである (Fig. 3-13-2, Fig. 3-13-3, Fig. 3-14-2 および Fig. 3-14-3)。迎角が遷移位置に及ぼす影響が大きいことがわかった。

Table 2			
Candidate	SH	Computation ID	ID033
M		2	
α [deg]		2	
L [m]		0.33	
Re _L [million]		4.0×10^6	

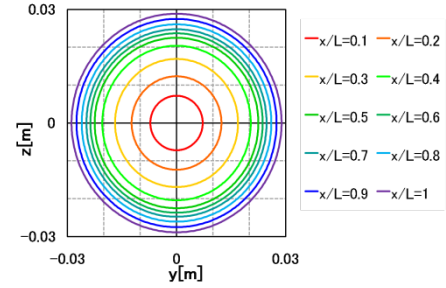


Fig. 2-7. Cross sections

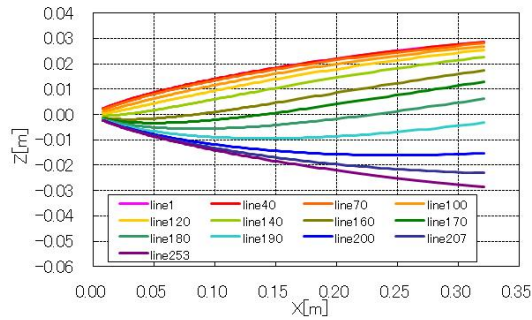


Fig. 2-1. Side view of shape and typical streamlines.

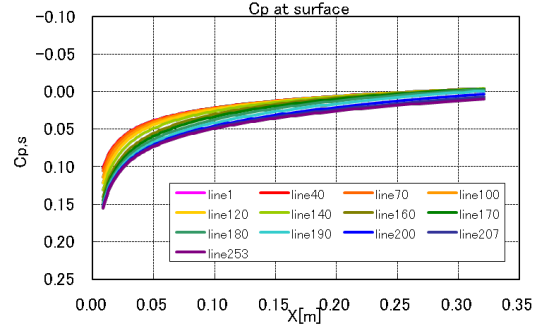


Fig. 2-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 2-1.

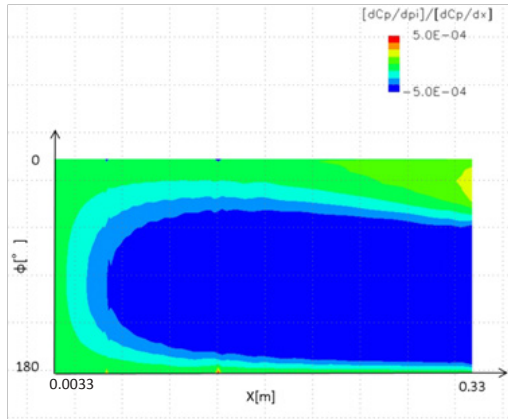


Fig. 2-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

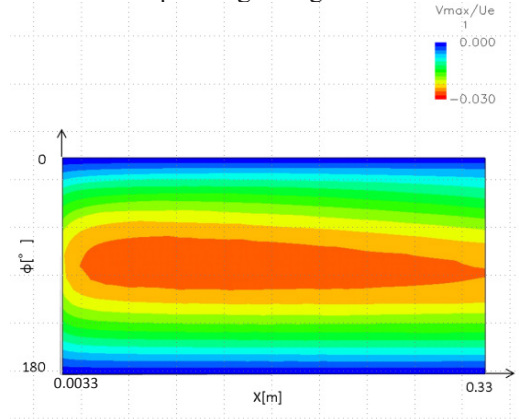


Fig. 2-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

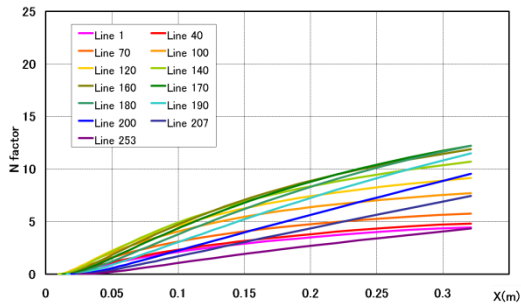


Fig. 2-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 2-1.

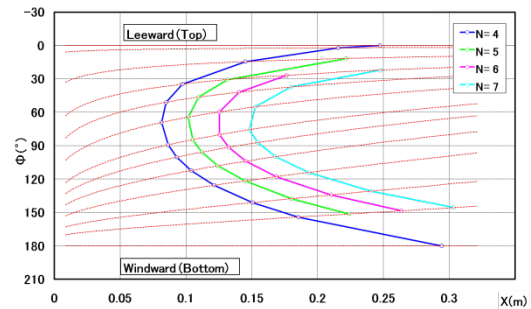


Fig. 2-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-1.					
Candidate		S01	Computation ID		ID026
M	2	R 11	Rmax	R 21	Rmax
α [deg]	2	A 11	0.1	A 21	0
L [m]	0.33	C 11	1	C 21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n 11	1	n 21	0
Base Shape	SH	m 11	0	m 21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D 11	1	D 21	1
w_x	1.0×10^8	r 11	0	r 21	0
t_∞	1	k 11	0	k 21	0

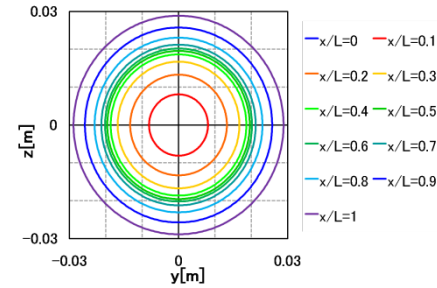


Fig. 3-1-7. Cross sections

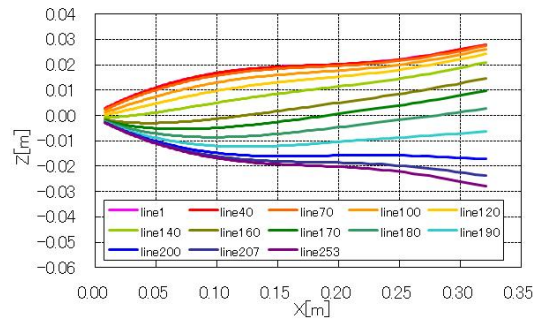


Fig. 3-1-1. Side view of shape and typical stream-lines.

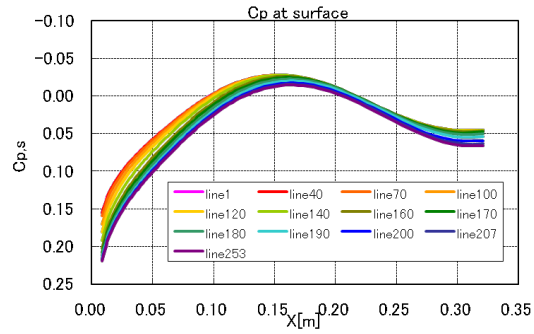


Fig. 3-1-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-1-1.

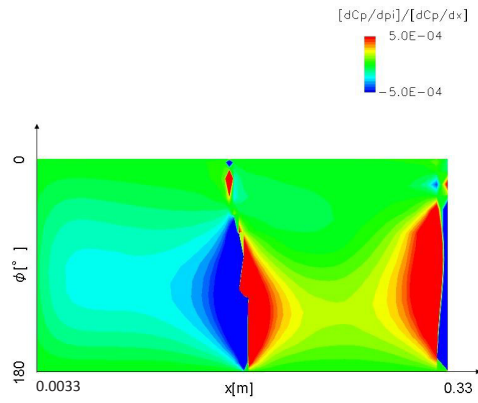


Fig. 3-1-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

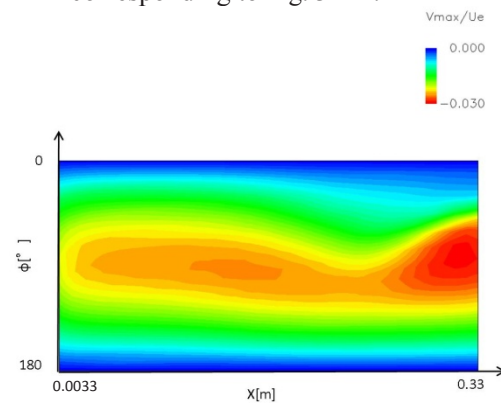


Fig. 3-1-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

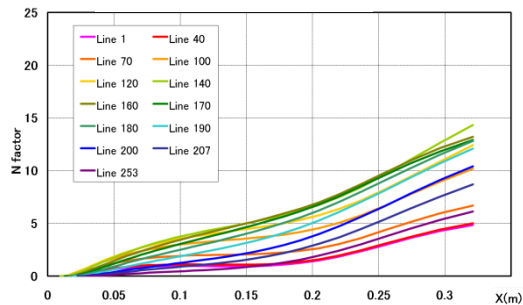


Fig. 3-1-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-1-1.

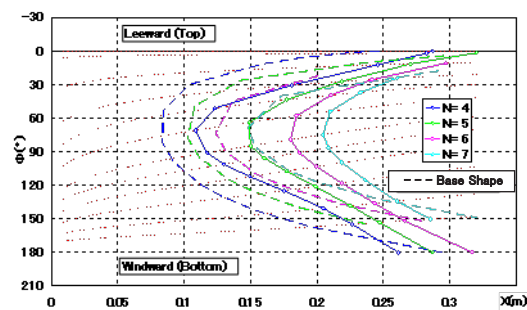


Fig. 3-1-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-2.					
Candidate		S02	Computation ID		ID020
M	2	R_11	Rmax	R_21	Rmax
α [deg]	2	A_11	0.05	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n_11	1	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0	m_21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D_11	1	D_21	1
w_x	1.0×10^8	r_11	0	r_21	0
t_∞	1	k_11	0	k_21	0

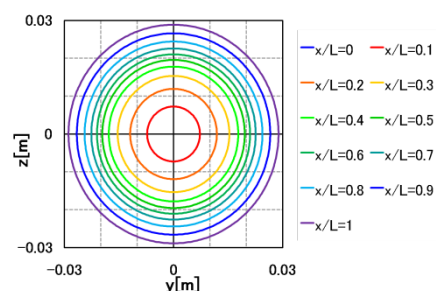


Fig. 3-2-7. Cross sections

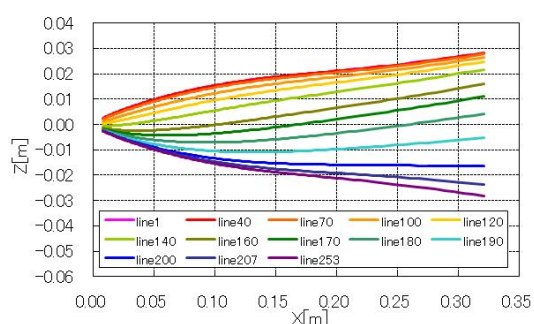


Fig. 3-2-1. Side view of shape and typical stream-lines.

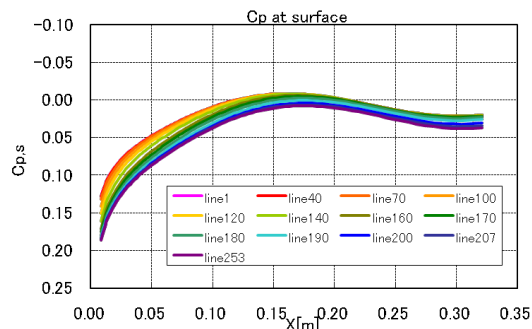


Fig. 3-2-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-2-1.

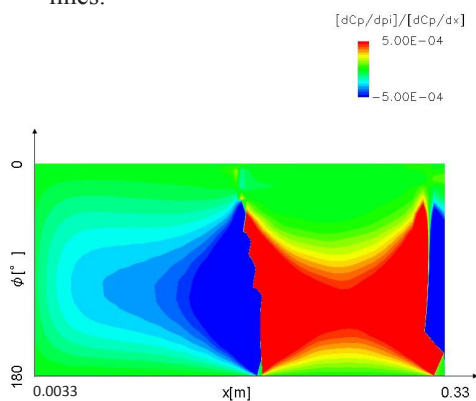


Fig. 3-2-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

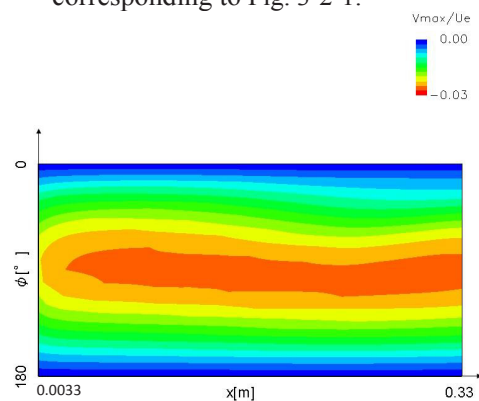


Fig. 3-2-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

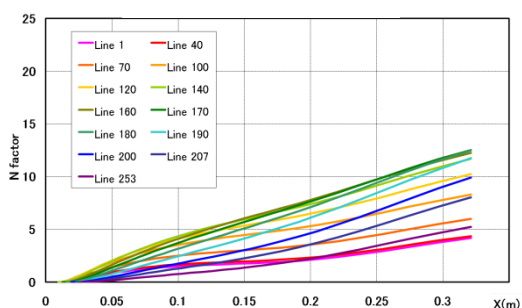


Fig. 3-2-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-2-1.

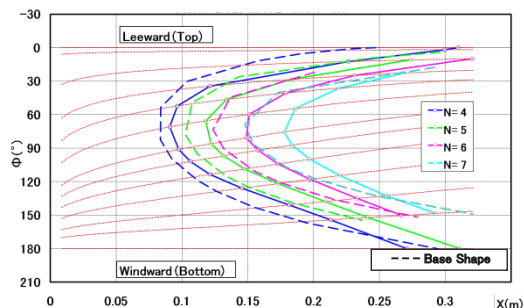


Fig. 3-2-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-3.					
Candidate		S03	Computation ID		ID036
M	2	R_11	R(x)	R_21	Rmax
α [deg]	2	A_11	0.1	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n_11	2.5	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0	m_21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D_11	1	D_21	1
w_x	1.0×10^8	r_11	0	r_21	0
t_∞	1	k_11	0	k_21	0

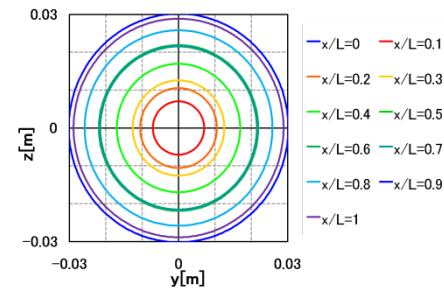


Fig. 3-3-7. Cross sections

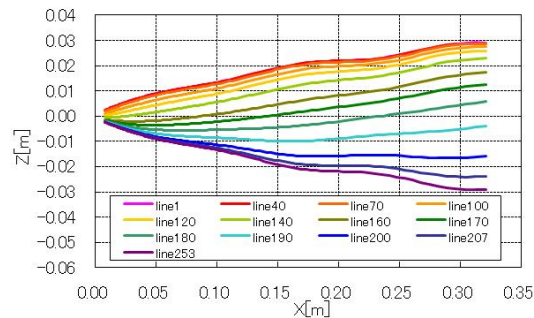


Fig. 3-3-1. Side view of shape and typical stream-lines.

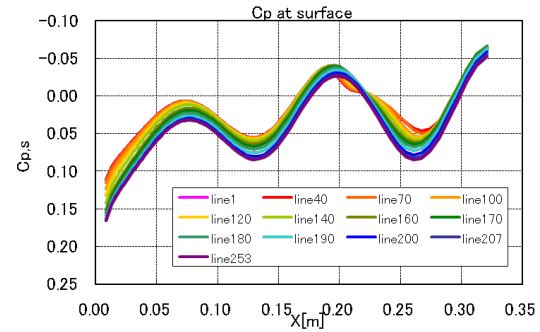


Fig. 3-3-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-3-1.

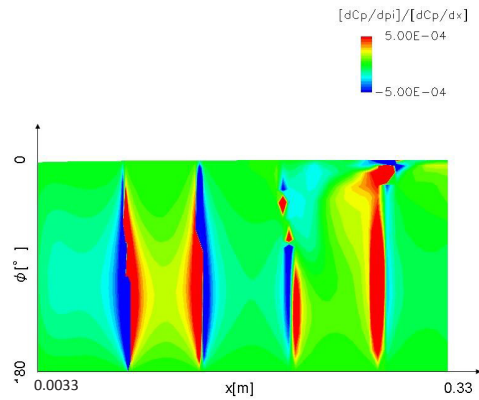


Fig. 3-3-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

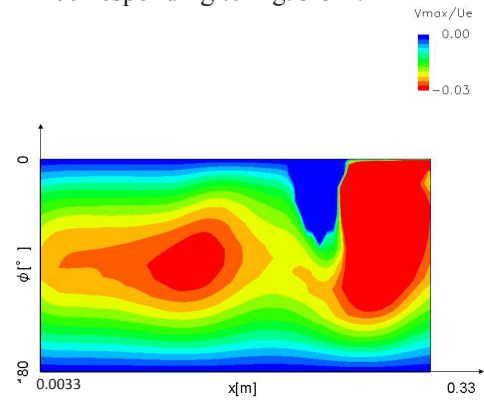


Fig. 3-3-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

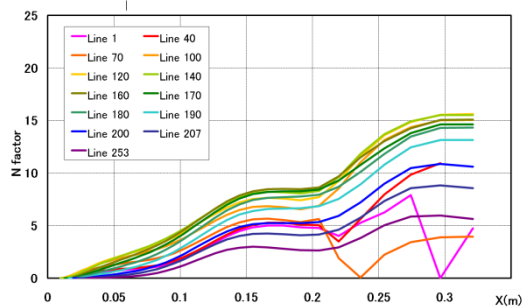


Fig. 3-3-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-3-1.

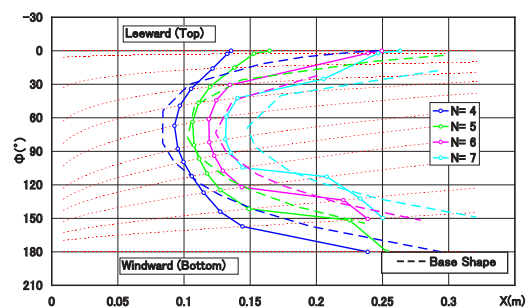


Fig. 3-3-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-4.					
Candidate		S04	Computation ID		ID015
M	2	R_11	R(x)	R_21	Rmax
α [deg]	2	A_11	0.05	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n_11	1.5	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0	m_21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D_11	1	D_21	1
w_x	1.0×10^8	r_11	0	r_21	0
t_∞	1	k_11	0	k_21	0

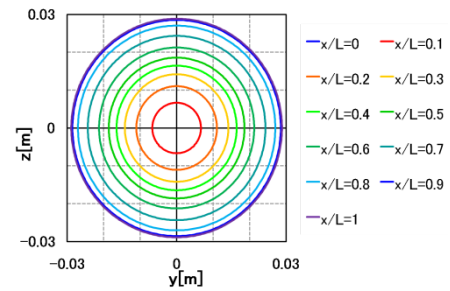


Fig. 3-4-7. Cross sections

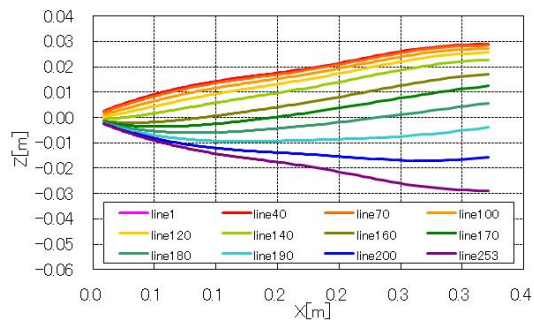


Fig. 3-4-1. Side view of shape and typical streamlines.

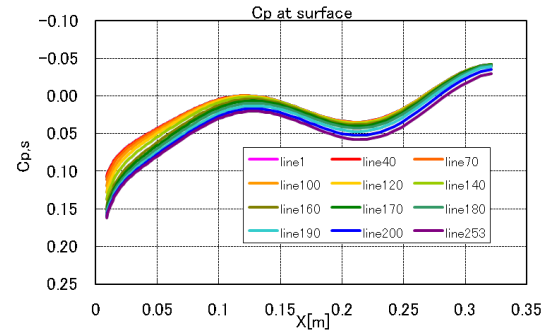


Fig. 3-4-2. Pressure distributions on streamlines corresponding to Fig. 3-4-1.

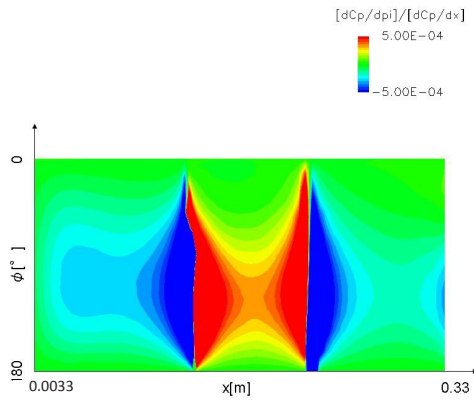


Fig. 3-4-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

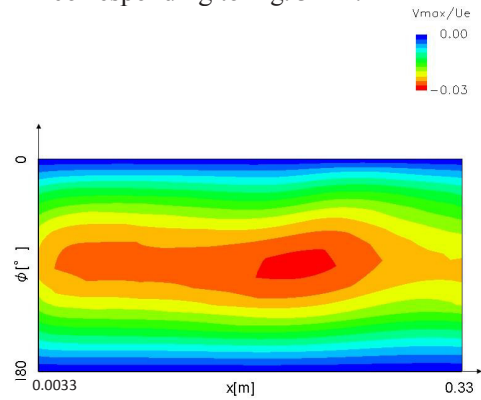


Fig. 3-4-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

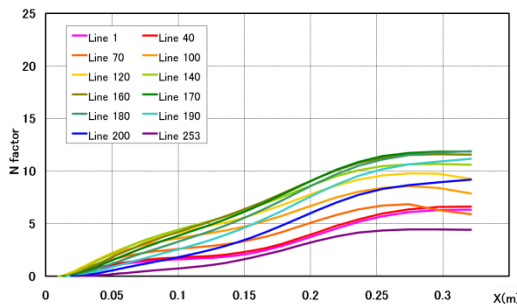
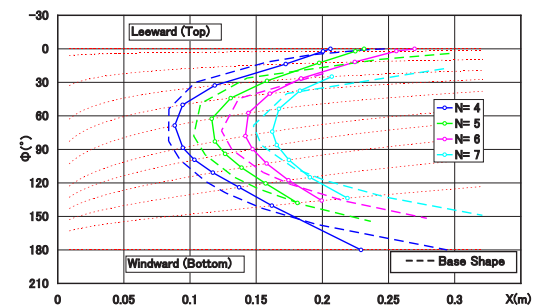
Fig. 3-4-5. Variation of N -factor along streamlines corresponding to Fig. 3-4-1.Fig. 3-4-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 3-5.					
Candidate		S05	Computation ID		ID018
M	2	R_11	R(x)	R_21	Rmax
α [deg]	2	A_11	0.05	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n_11	1.5	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	1	m_21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D_11	1	D_21	1
w_x	1.0×10^8	r_11	0	r_21	0
t_∞	1	k_11	0	k_21	0

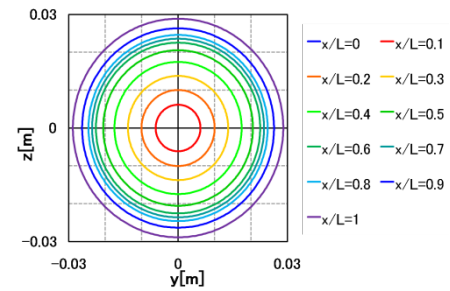


Fig. 3-5-7. Cross sections

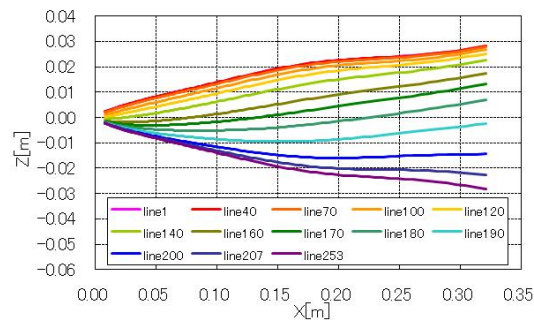


Fig. 3-5-1. Side view of shape and typical streamlines.

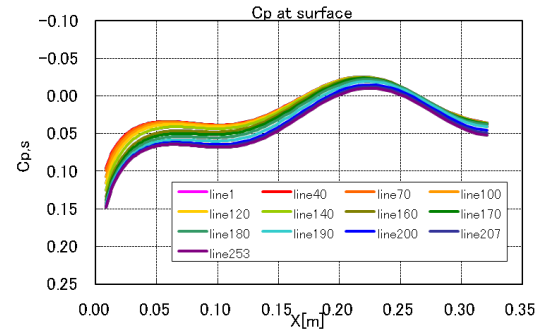


Fig. 3-5-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-5-1.

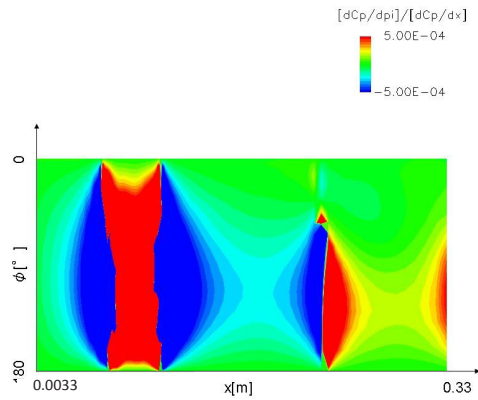


Fig. 3-5-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

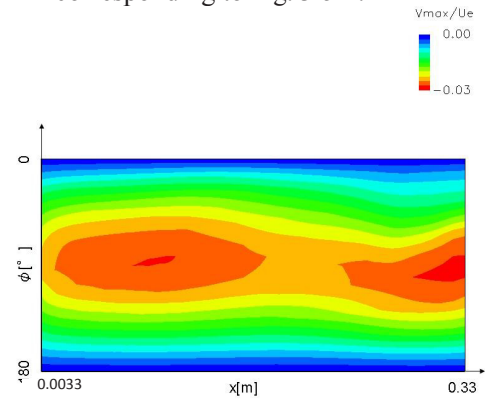


Fig. 3-5-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

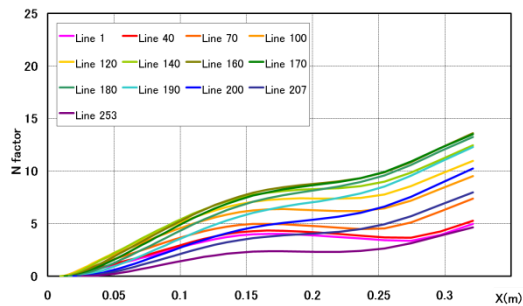
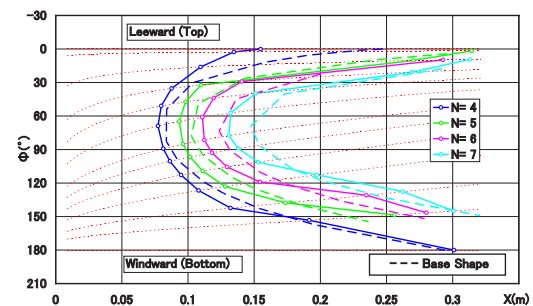
Fig. 3-5-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-5-1.Fig. 3-5-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 3-6.					
Candidate		S06	Computation ID		ID078
M	2	R_11	Rmax	R_21	Rmax
α [deg]	2	A_11	0.05	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n_11	0	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0.5	m_21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D_11	1	D_21	1
w_x	1.0×10^8	r_11	0	r_21	0
t_∞	1	k_11	3	k_21	0

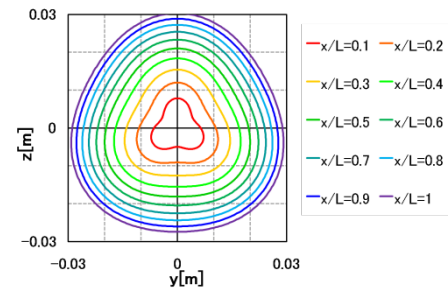


Fig. 3-6-7. Cross sections

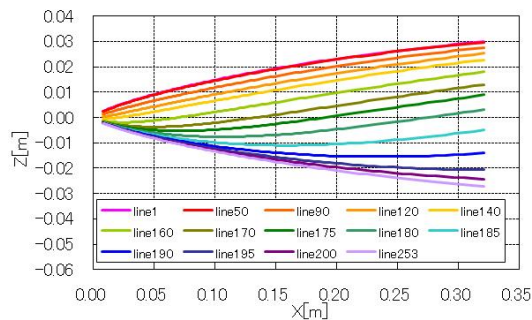


Fig. 3-6-1. Side view of shape and typical stream-lines.

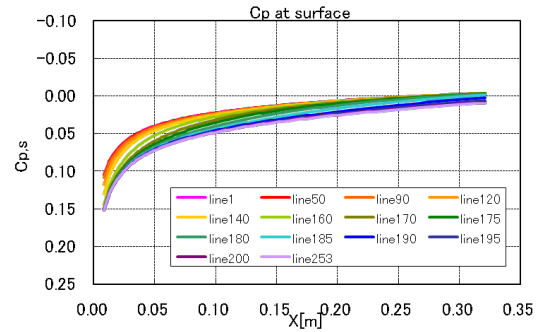


Fig. 3-6-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-6-1.

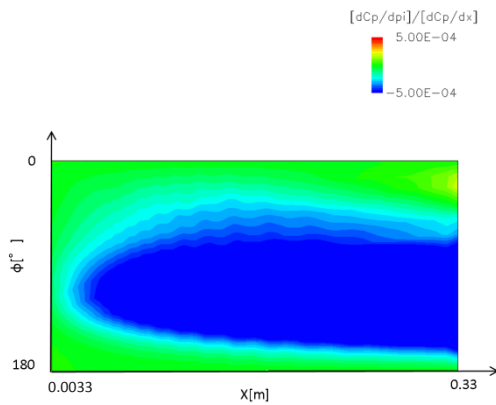


Fig. 3-6-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

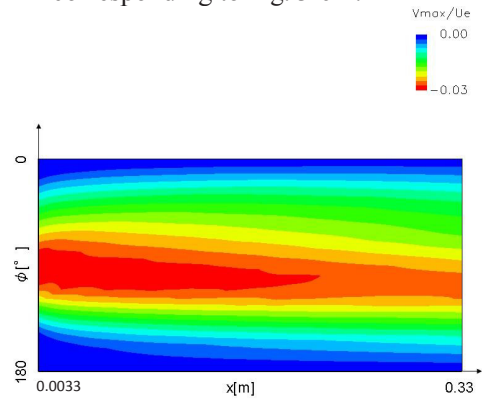


Fig. 3-6-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

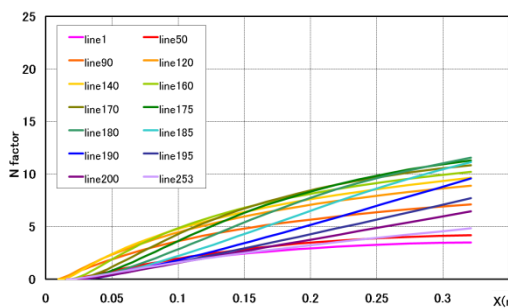
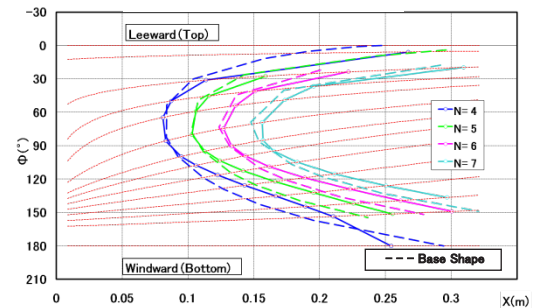
Fig. 3-6-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-6-1.Fig. 3-6-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 3-7.					
Candidate		S07	Computation ID		ID072
M	2	R 11	Rmax	R 21	Rmax
α [deg]	2	A 11	0.05	A 21	0
L [m]	0.33	C 11	1	C 21	1
Re _L [million]	4.0×10 ⁶	n 11	1	n 21	0
Base Shape	SH	m 11	0	m 21	0
x _w	1.0×10 ⁻¹¹	D 11	1	D 21	1
w _x	1.0×10 ⁸	r 11	0	r 21	0
t _∞	1	k 11	3	k 21	0

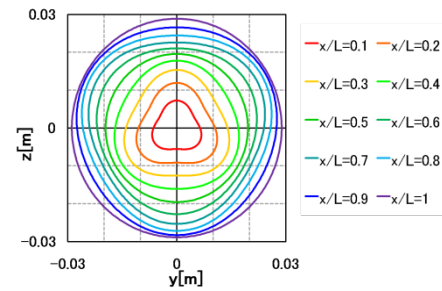


Fig. 3-7-7. Cross sections

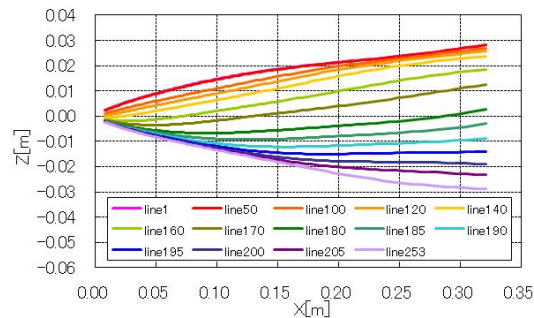


Fig. 3-7-1. Side view of shape and typical streamlines.

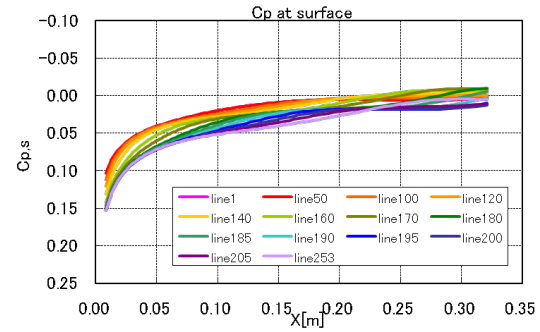


Fig. 3-7-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.

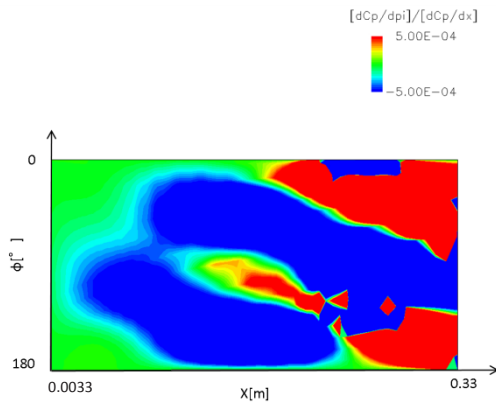


Fig. 3-7-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

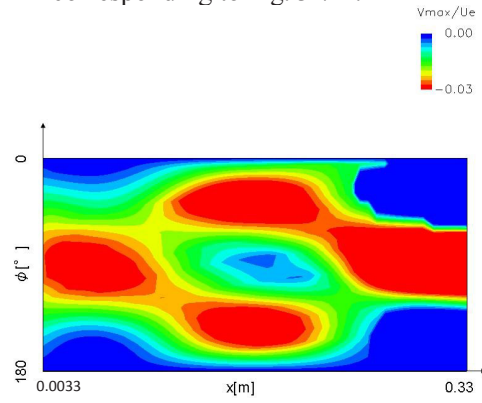


Fig. 3-7-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

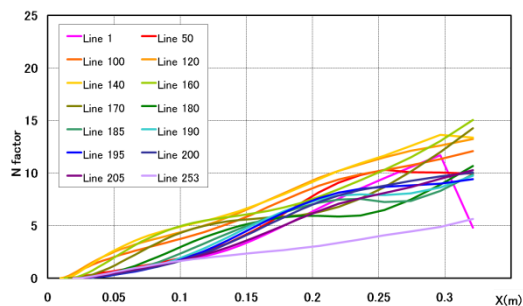


Fig. 3-7-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.

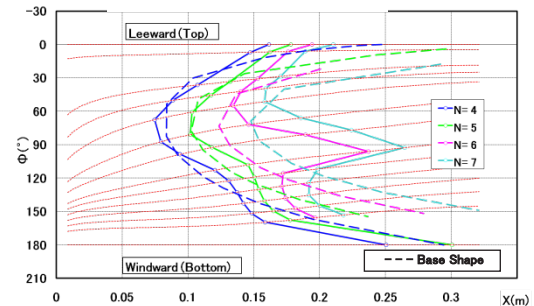


Fig. 3-7-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-8.					
Candidate		S08	Computation ID		ID150
M	2	R 11	Rmax	R 21	Rmax
α [deg]	2	A 11	0.033	A 21	0.0066
L [m]	0.33	C 11	1	C 21	1
Re_L [million]	4.0×10^6	n 11	1	n 21	2
Base Shape	SH	m 11	0	m 21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D 11	1	D 21	1
w_x	1.0×10^8	r 11	0	r 21	0
t_∞	2	k 11	0	k 21	0

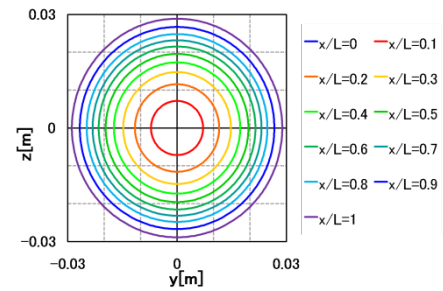


Fig. 3-8-7. Cross sections

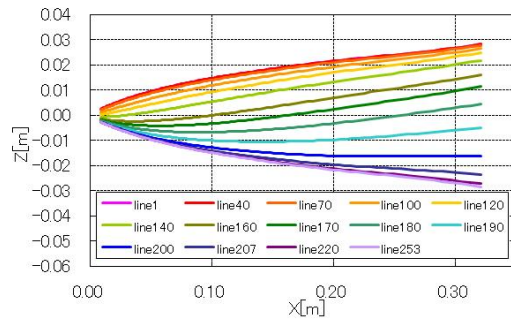


Fig. 3-8-1. Side view of shape and typical streamlines.

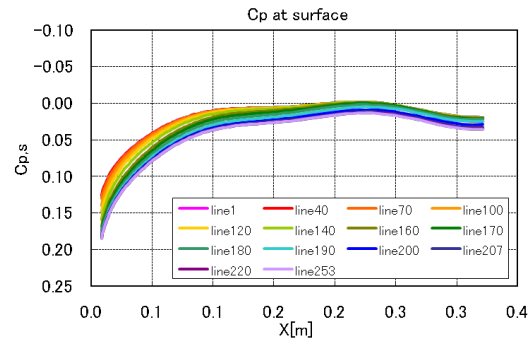


Fig. 3-8-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-8-1.

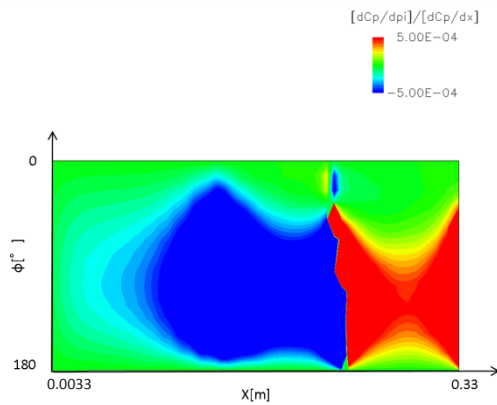


Fig. 3-8-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

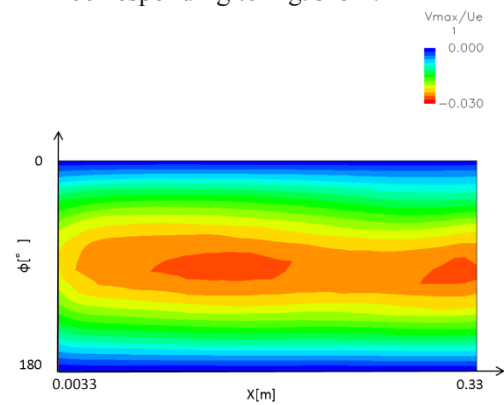


Fig. 3-8-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

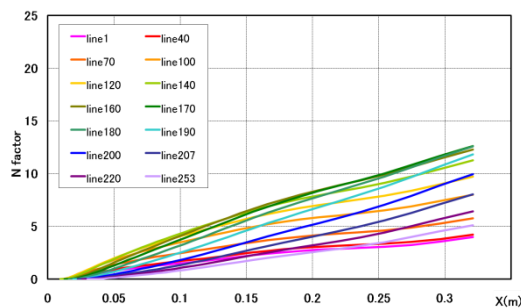


Fig. 3-8-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.

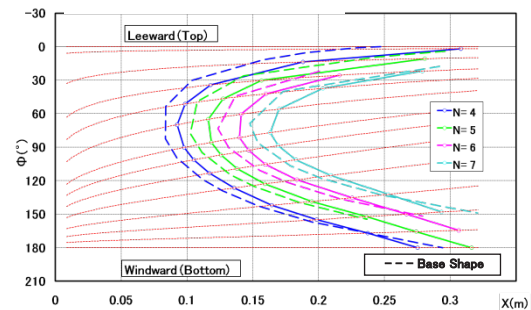


Fig. 3-8-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-9.					
Candidate		S09	Computation ID		ID153
M	2	R_11	R(x)	R_21	R(x)
α [deg]	2	A_11	0.05	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10 ⁶	n_11	0	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0.5	m_21	0
x _w	1.0×10 ⁻¹¹	D_11	1	D_21	0.2
w _x	1.0×10 ⁸	r_11	0	r_21	0
t _∞	2	k_11	3	k_21	2

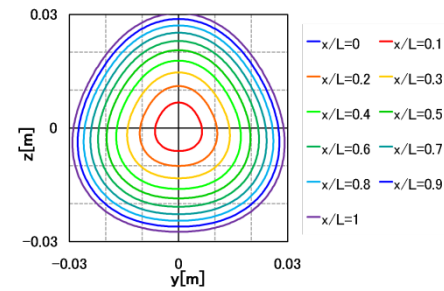


Fig. 3-9-7. Cross sections

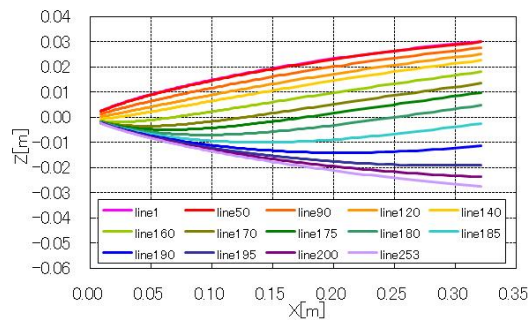


Fig. 3-9-1. Side view of shape and typical streamlines.

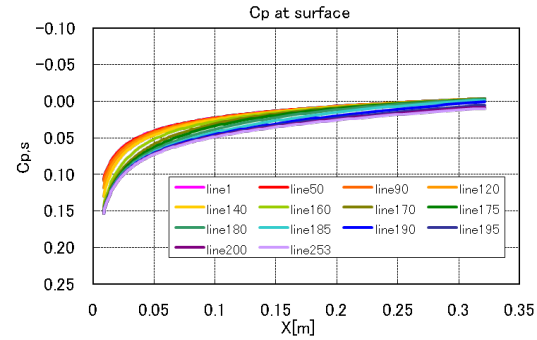


Fig. 3-9-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-9-1.

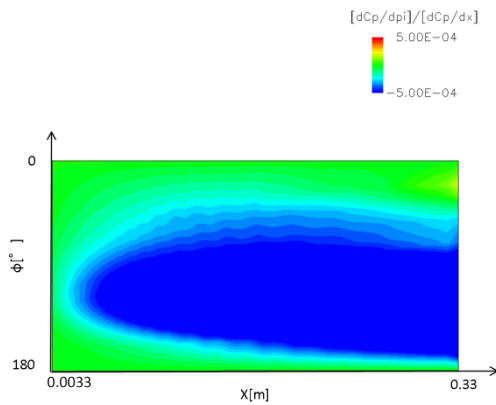


Fig. 3-9-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

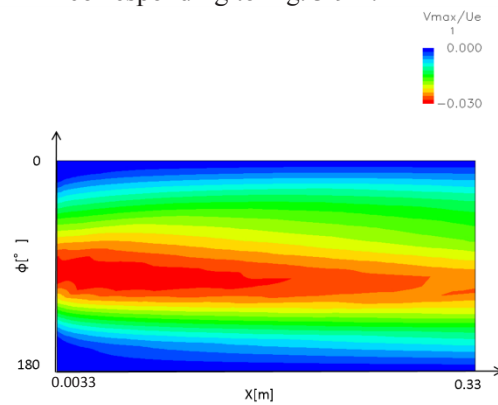


Fig. 3-9-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

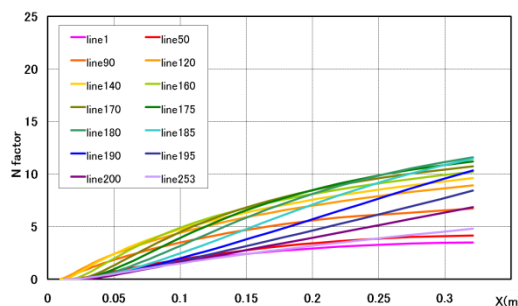


Fig. 3-9-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.

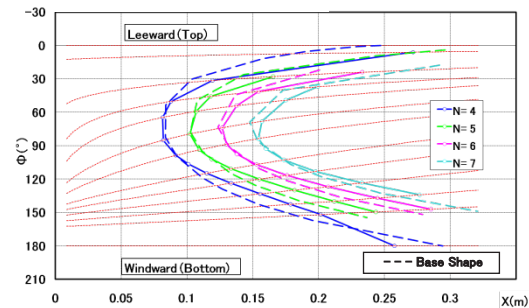


Fig. 3-9-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-10.					
Candidate		S10	Computation ID		ID154
M	2	R_11	R(x)	R_21	R(x)
α [deg]	2	A_11	0.05	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10 ⁶	n_11	1	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0	m_21	0
x _w	1.0×10 ⁻¹¹	D_11	1	D_21	0.2
w _x	1.0×10 ⁸	r_11	0	r_21	0
t _∞	2	k_11	3	k_21	2

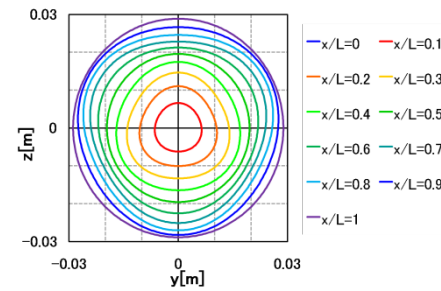


Fig. 3-10-7. Cross sections

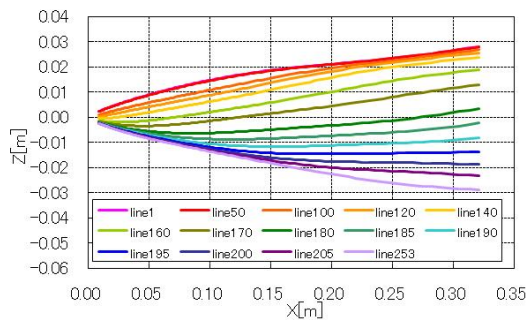


Fig. 3-10-1. Side view of shape and typical stream-lines.

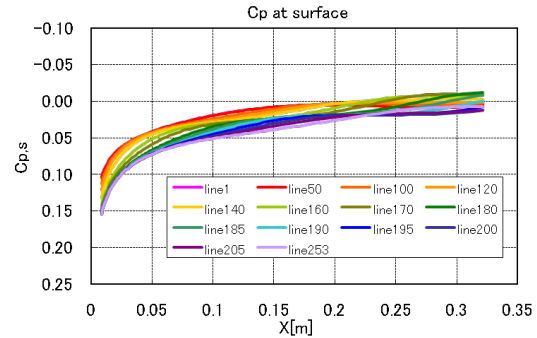


Fig. 3-10-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-10-1.

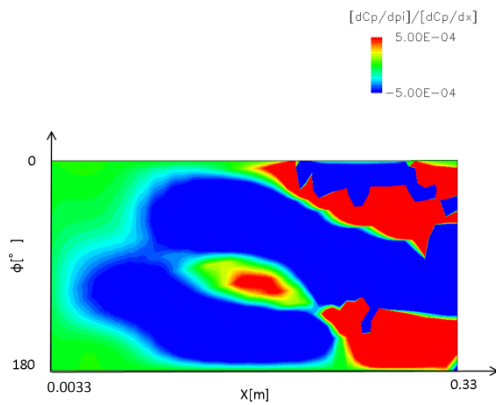


Fig. 3-10-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

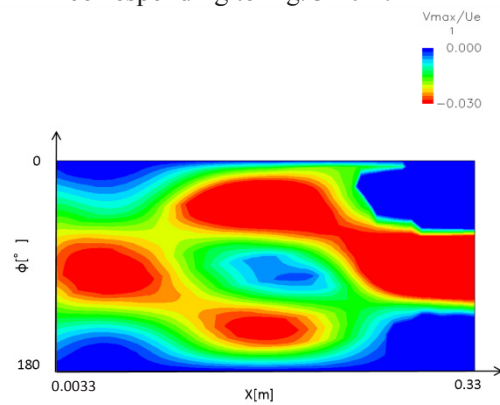


Fig. 3-10-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

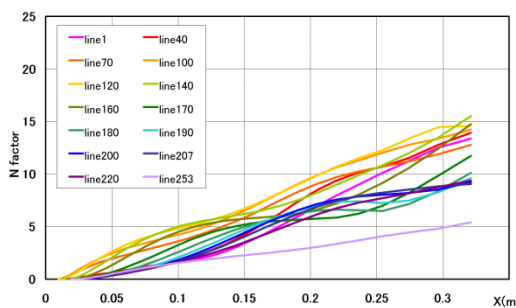


Fig. 3-10-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.

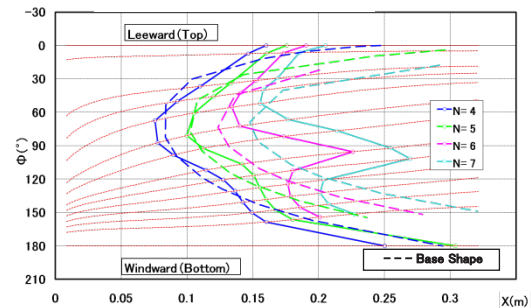


Fig. 3-10-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 3-11.					
Candidate		S11	Computation ID		ID046
M	1.5	R 11	Rmax	R 21	Rmax
α [deg]	2	A 11	0.1	A 21	0
L [m]	0.33	C 11	1	C 21	1
Re_L [million]	4.0×10^6	n 11	1	n 21	0
Base Shape	SH	m 11	0	m 21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D 11	1	D 21	1
w_x	1.0×10^8	r 11	0	r 21	0
t_∞	1	k 11	0	k 21	0

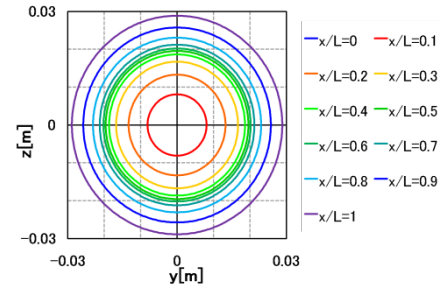


Fig. 3-11-7. Cross sections

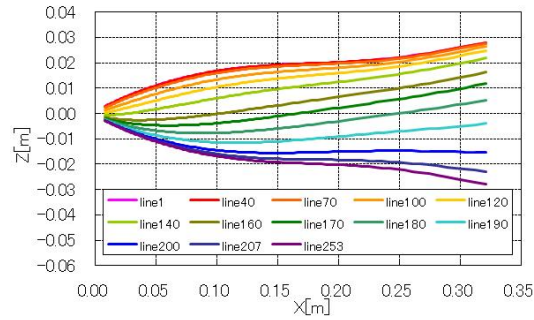


Fig. 3-11-1. Side view of shape and typical stream-lines.

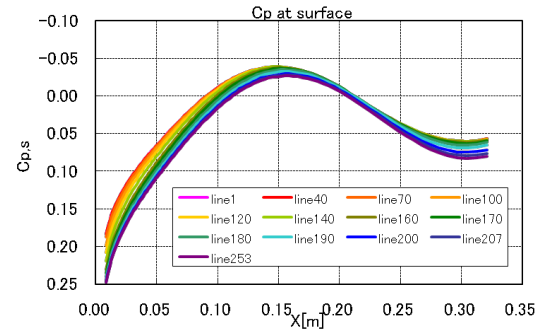


Fig. 3-11-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-11-1.

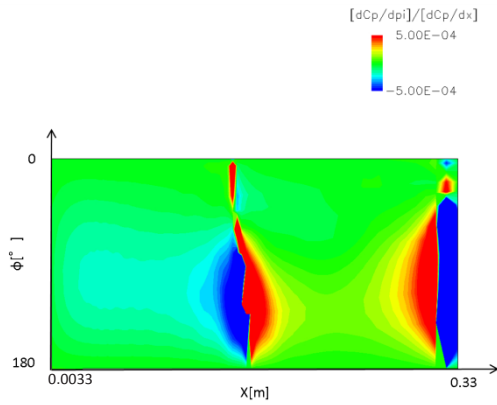


Fig. 3-11-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

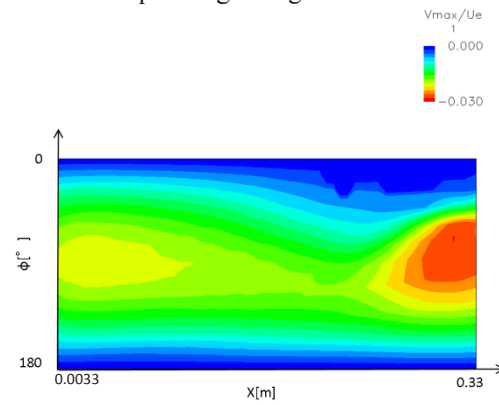


Fig. 3-11-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

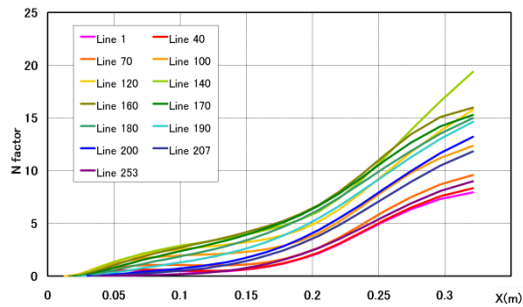


Fig. 3-11-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.

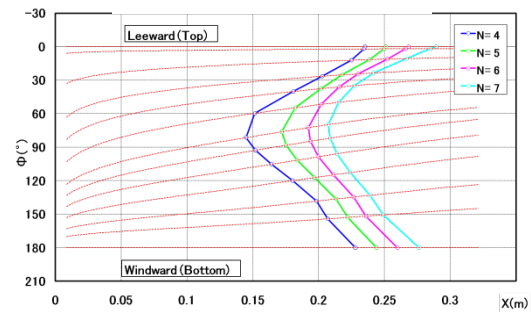


Fig. 3-11-6. Contour of iso-N lines.

Table 3-12.					
Candidate		S12	Computation ID		ID047
M	2.5	R_11	Rmax	R_21	Rmax
α [deg]	2	A_11	0.1	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n_11	1	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0	m_21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D_11	1	D_21	1
w_x	1.0×10^8	r_11	0	r_21	0
t_∞	1	k_11	0	k_21	0

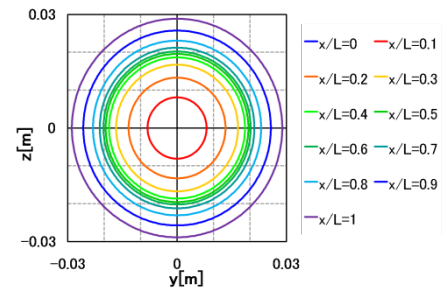


Fig. 3-12-7. Cross sections

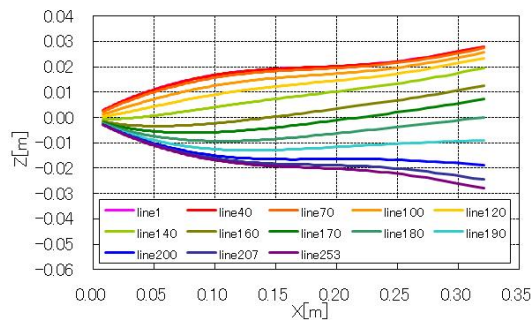


Fig. 3-12-1. Side view of shape and typical stream-lines.

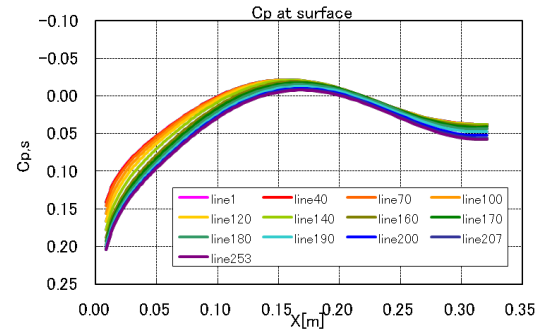


Fig. 3-12-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-12-1.

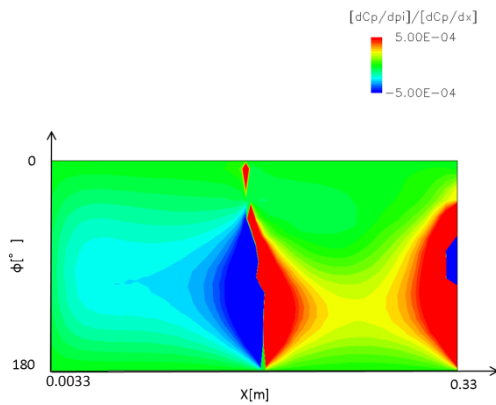


Fig. 3-12-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

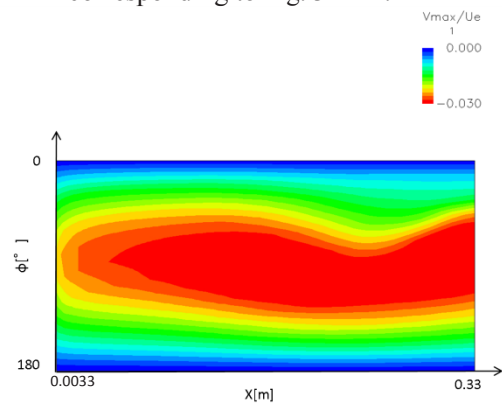


Fig. 3-12-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

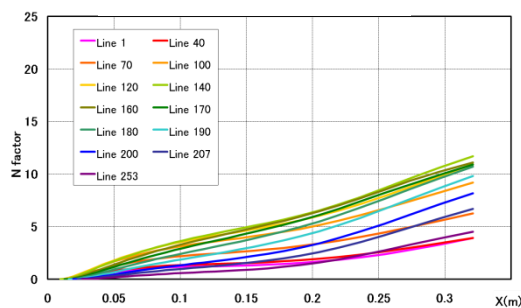
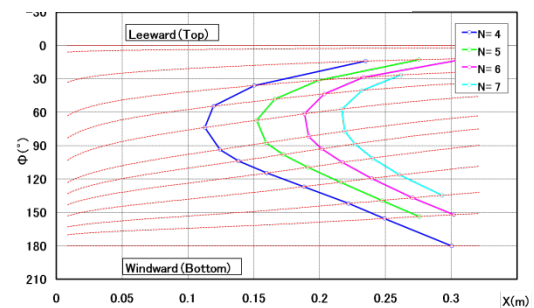
Fig. 3-12-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.Fig. 3-12-6. Contour of iso- N lines.

Table 3-13.					
Candidate		S13	Computation ID		ID055
M	2	R 11	Rmax	R 21	Rmax
α [deg]	1	A 11	0.1	A 21	0
L [m]	0.33	C 11	1	C 21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n 11	1	n 21	0
Base Shape	SH	m 11	0	m 21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D 11	1	D 21	1
w_x	1.0×10^8	r 11	0	r 21	0
t_∞	1	k 11	0	k 21	0

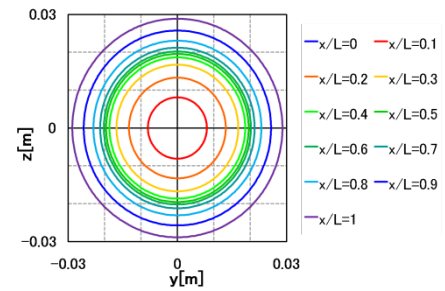


Fig. 3-13-7. Cross sections

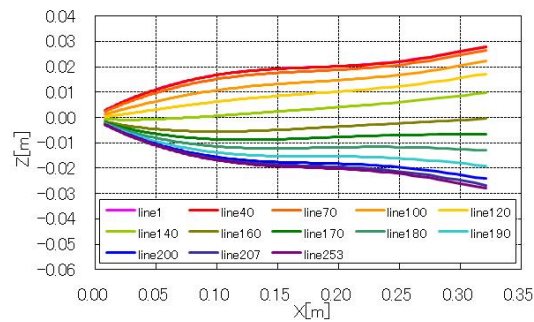


Fig. 3-13-1. Side view of shape and typical stream-lines.

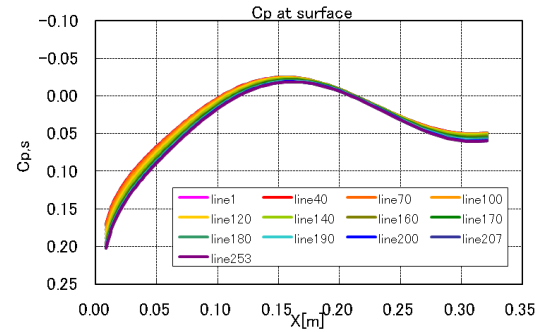


Fig. 3-13-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-13-1.

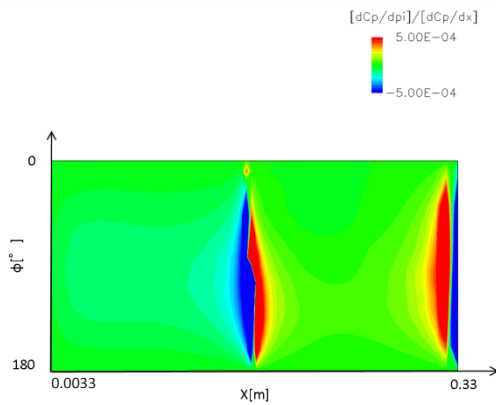


Fig. 3-13-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

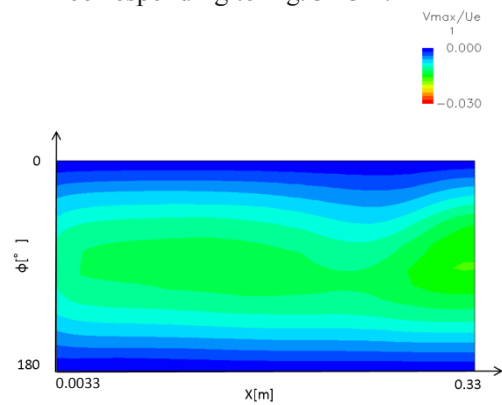


Fig. 3-13-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

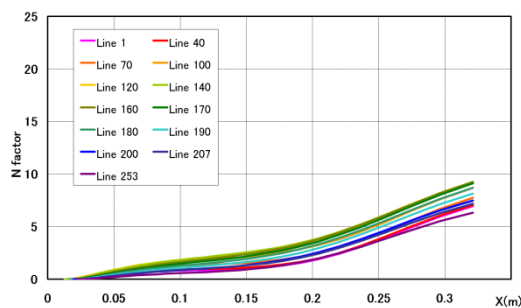
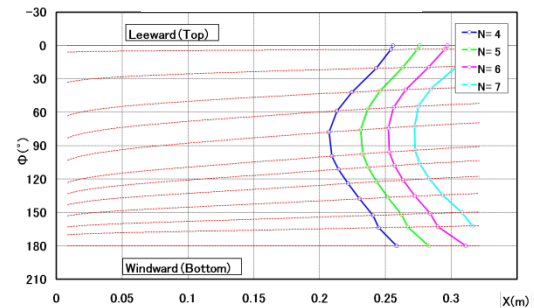
Fig. 3-13-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.Fig. 3-13-6. Contour of iso- N lines.

Table 3-14.					
Candidate		S14	Computation ID		ID056
M	2	R_11	Rmax	R_21	Rmax
α [deg]	3	A_11	0.1	A_21	0
L [m]	0.33	C_11	1	C_21	1
Re _L [million]	4.0×10^6	n_11	1	n_21	0
Base Shape	SH	m_11	0	m_21	0
x_w	1.0×10^{-11}	D_11	1	D_21	1
w_x	1.0×10^8	r_11	0	r_21	0
t_∞	1	k_11	0	k_21	0

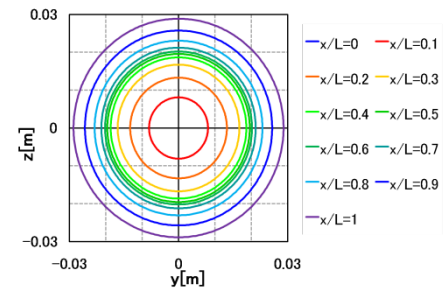


Fig. 3-14-7. Cross sections

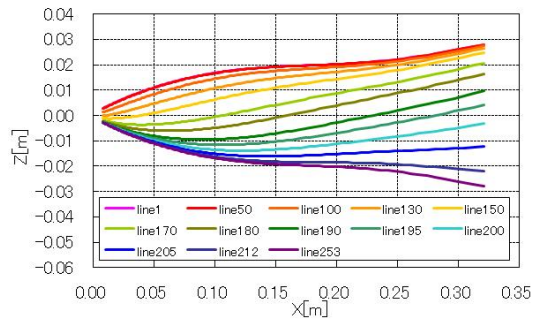


Fig. 3-14-1. Side view of shape and typical stream-lines.

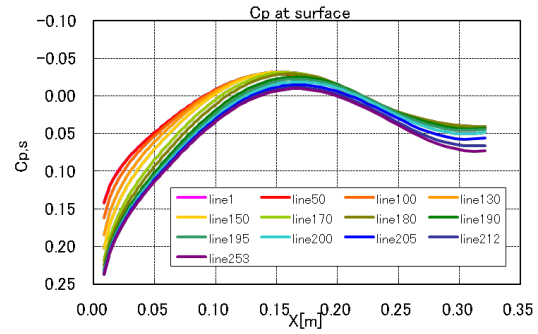


Fig. 3-14-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 3-14-1.

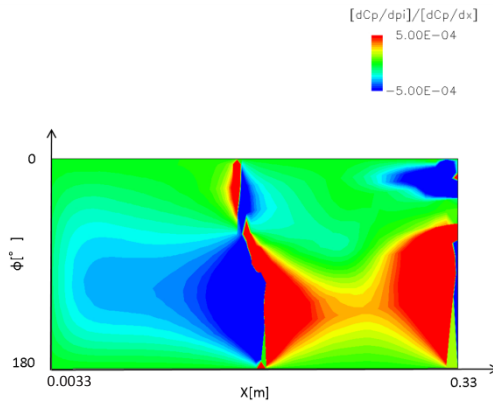


Fig. 3-14-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

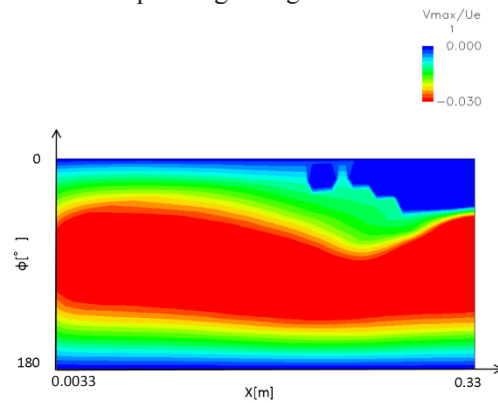


Fig. 3-14-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

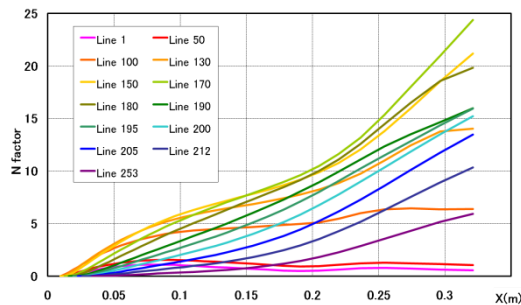


Fig. 3-14-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 3-7-1.

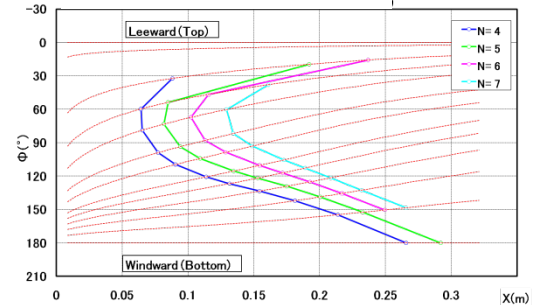


Fig. 3-14-6. Contour of iso-N lines.

4.2. 自然層流効果に関する考察

前述した通り，正弦波変形に対する自然層流効果を調査した結果，調査した範囲では S01 の遷移位置が非常に大きく後退することがわかった．そして，側面の自然層流効果は，周方向と軸方向の圧力勾配比が小さいと得られることがわかった．この圧力勾配比について以下に考察する．

この圧力勾配比を小さくするには，比の分母である軸方向の圧力勾配を大きくするか，分子である周方向の圧力勾配を小さくすれば良い．例えば，軸方向の圧力勾配は，半径を大きく，すなわち太い形状にすれば増大するが，後端の半径が拘束条件として与えられていると変化させられる範囲が限られる．また急激な半径増加は圧力抵抗の増加という大きなデメリットを伴うことが推測される．逆に，周方向の圧力勾配を小さくするためには，まず半径を小さくすることが考えられるが，それでは軸方向の圧力勾配が失われてしまう．

そこで自然層流効果の高かった S01 の圧力分布に再び着目すると，極大を過ぎた位置で圧力勾配比が非常に小さくなっていることがわかる (Fig. 3-1-2)．これは，形状が軸対称であるにもかかわらず，迎角をとることによって，一樣流からみた形状のピーク（極大点；以下，形状のピークとは半径分布の極大値，あるいは極大値をとる極大点を指す）がトップラインとボトムラインで前後にずれ，それに伴って圧力分布のピーク，すなわち圧力が負圧側の極大をとる位置もトップラインとボトムラインで前後にずれたためだと考えられる．模式図 Fig.4 に示す様に， y 軸を中心に xz 面を迎角 α 傾け，一樣流方向に x_f 軸をとったとする．また形状を x_f 軸からの半径として $R_f(x_f, \phi_f)$ として表すと，一樣流からみた形状のピーク，すなわち $\partial R_f / \partial x_f = 0$ となる位置（図中に黒丸●で表示）は，形状のピーク，すなわち $\partial R / \partial x = 0$ となる位置（図中に白丸○で表示）と一致しない．この簡単な幾何学的な考察から，一樣流からみた形状のピークは，トップラインではボトムラインに比べ前進することがわかる．圧力分布のピークも，また Fig. 3-1-2 に示す通り，トップラインではボトムラインよりも実際に上流側にずれていることが確認できる．その結果として，軸対称変形ではピークの下流側で，両者の差が小さくなっていること，そして S01 では迎角と変形量のバランスから両者の差が非常に小さくなっていたことがわかった．

従って，迎角に応じた非軸対称の変形を与え，圧力分布のピーク位置を適当に配置できれば S01 よりも更に大きな自然層流効果を得られる可能性がある．

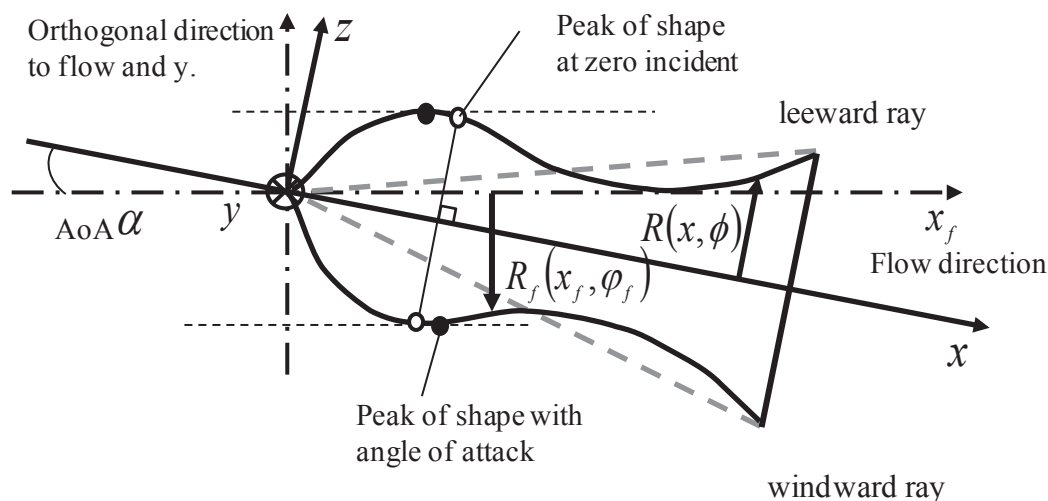


Fig. 4. Illustration of peak location.

4.3. 実験結果

自然層流効果の検証実験は、典型的な正弦波変形形状である S01 形状について行った。ただし迎角 $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ としたので厳密には S14 である。

迎角 $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ とした場合の S01 と同一形状、すなわち S14 と、同じく迎角 $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ の基準形状 Sears-Haack 体について、実験的に観測された表面温度分布を Fig. 5 に示す。吸い込み風洞においては、円錐形状で熱伝達は、先端から後端に向かって単調減少する。よって、気流温度が室温より低い場合、表面温度は上流側から下流側に向かい緩やかに上昇する。ここで境界層が層流から乱流へ遷移すると、熱伝達率が急激に増加するため、層流状態より表面温度の低い領域が現れる。果たして、図に示すように、後端側に楔状の低温部が観測された。従って、境界層が先端側では層流に、後端側の楔状領域では乱流となっていることがわかる。そして、表面温度が急激に変化する領域が、遷移領域と解釈できる。

母線に沿った温度分布の解析から、Fig.5(b)に示す S14 の楔の先端位置では、約 190mm から約 255mm が遷移領域となる。遷移領域の中央を遷移位置と定義すると約 223mm が遷移位置となる。一方、基準形状である Sears-Haack 体では約 105mm から約 140mm が遷移領域となり、遷移位置は約 123mm が遷移位置であった。従って S14 では基準形状に比べ 100mm 程度後退していた。この結果から、S01 の遷移位置が基準に比べ大きく後退していることが実験的に確認された。

ところで、この遷移位置を、数値的に予測される等 N 値線と比較すると、それぞれの遷移位置における N 値がおおよそ $N=11.9$ および $N=8.1$ に対応すると予測された。遷移位置における N が形状によって異なる原因は不明だが、等 N 値で予測されたよりも大きな自然層流効果が得られた結果となった。一方、Flared-cone およびそれを基準とする変形形状の遷移位置は、本稿では示さないが、それぞれ先端から約 115mm および約 135mm であった[15,16]。この遷移位置の後退量は、S14 および Sears-Haack 体に比べ小さかったが、遷移位置は、それぞれおおよそ $N=5.1$ および $N=5.4$ と、両方で整合しており妥当といえる。形状によって、遷移位置における N 値が異なる原因は不明である。

いずれにしても、実験的に、正弦波変形による自然層流効果が確認された。

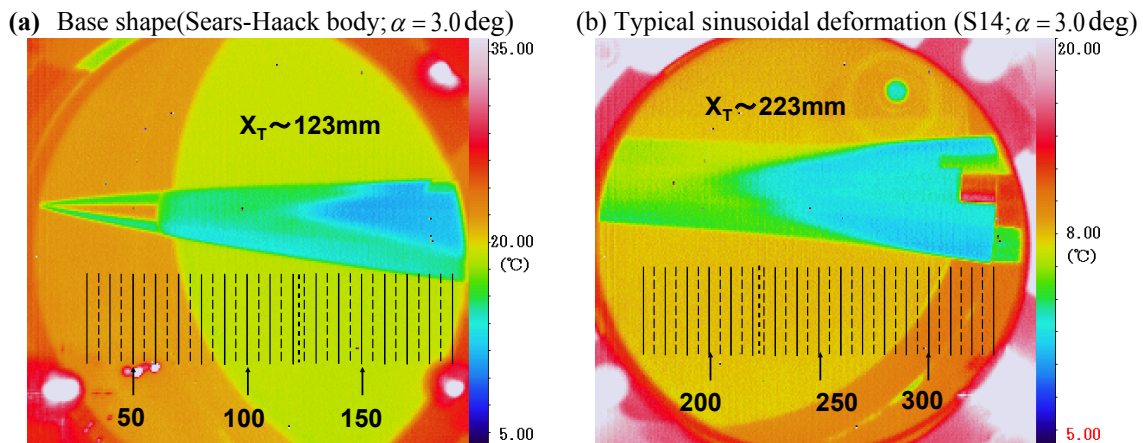


Fig. 5. Surface temperature distribution.

4.4. 抵抗の推算

S01 に代表される正弦波変形形状が自然層流効果をもたらすことは、数値的にも、実験的にも確認できた。そこで遷移位置の後退がどの程度摩擦抵抗係数 C_{Df} の低減に寄与しているのかを評価するため、また変形が圧力抵抗係数 C_{Dp} への程度影響を及ぼしているかを評価するため、S01 から S07 までの摩擦抵抗係数 C_{Df} および圧力抵抗係数 C_{Dp} を 3.1 節に示した方法で算出した。

その結果、を Fig. 6 に示す。図中の破線は、摩擦抵抗係数 C_{Df} に圧力抵抗係数 C_{Dp} を加えた全抵抗が基準形状である Sears-Haack 体と等しく一定である条件を示す。

N 値分布より遷移位置が非常に大きく後退した S01 では基準形状に比べ摩擦抵抗をおよそ 23%低減させることが確認された。しかし圧力抵抗は、それよりも大きく、80%増加してしまうことがわかった。圧力抵抗が大幅に増加してしまった原因は、急激な半径増大、とくに後端近くでの半径増大による圧縮の影響と考えられる。

その他については、S01 と同様に圧力抵抗が増大してしまう形状も多かったが、一方で S01 には及ばないものの摩擦抵抗が低減されて形状が多くあることがわかった。特に S06 と S07 については、全抵抗が基準形状である Sears-Haack 体と比べ、それぞれ 1.5%および 2.6%程度小さくなることがわかった。これらの形状は、4.1 節でも述べた様に、遷移位置の後退は小さいものの、圧力抵抗がほとんど増加していないために、微小な摩擦抵抗低減が全抵抗の低減に繋がった。

上記の結果から、本稿に挙げたような、重ね合わせる波数成分の数が少ない正弦波変形では、変形が形状全体にわたる。そのため自然層流効果を発揮したい部分以外では、半径の変化が悪影響をおよぼし、圧力抵抗を増加させる可能性が高いことがわかった。従って、圧力抵抗を増大させないためには、半径を急激に増大させないように工夫する必要がある。そのためには、変形を、自然層流効果を発揮したい部分に限り、局在した波状の変形にすることが考えられる。

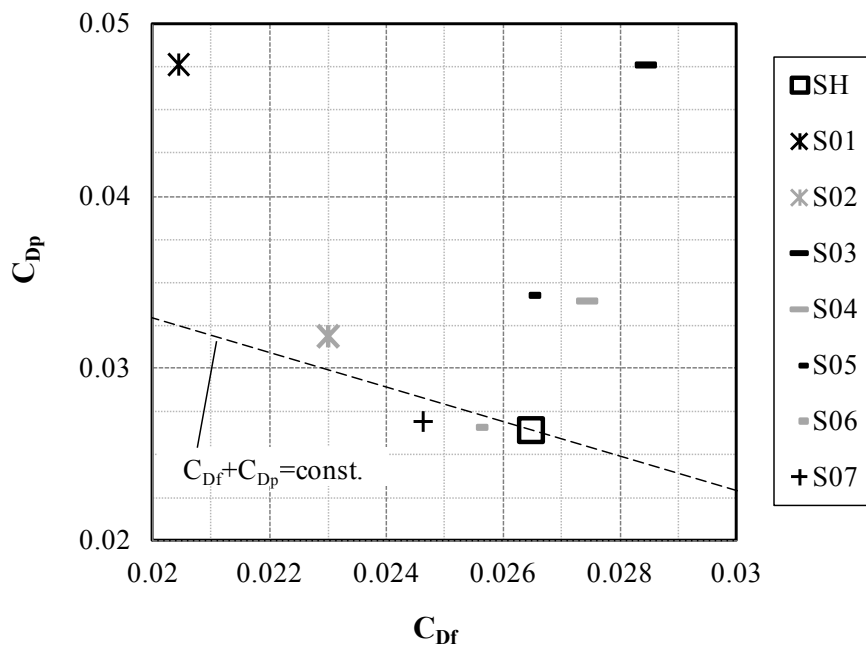


Fig. 6. Estimation of friction and pressure drags of candidates with sinusoidal deformation and base shape (SH).

5. 局在波変形による自然層流機首設計

前節に述べたように、正弦波変形形状に対する遷移解析から、大きな自然層流効果を得るには、変形を非軸対称に与え、形状のピーク、またそれに伴う圧力分布のピークの位置を適当に配置させるべきであることが示唆された。また、摩擦抵抗および圧力抵抗の推算から、摩擦抵抗を低減させながら圧力抵抗を低減させるには、形状全体にわたる変形ではなく、自然層流効果をもたらしたい位置に局在した非軸対称な変形が最も有効であることが示唆された。

そこで、本節では局在波変形による自然層流機首設計の試みについて述べる。形状の記述は2節で述べた通りである。

5.1. 数値的な遷移解析結果

正弦波変形状に対する遷移解析から、大きな自然層流効果を得るには、変形を非軸対称に与え、形状のピーク、またそれに伴う圧力分布のピークの位置を適当に配置させるべきであることが示唆された。そこで、まず局在波変形状 L01 から L06 では変形の大きさは変更せずに、側面における変形の稜線の傾きを変化させた。Fig. 7 に示すように、側面における等 x 断面と変形の稜線のなす角度(半時計回りを正とする)を Θ として以下の式(23)と表す。

$$\begin{aligned}\Theta &= \tan^{-1} \left\{ -\frac{x_0(\phi = 2\pi/3) - x_0(\phi = \pi/3)}{z(x_0(\phi = 2\pi/3), \phi = 2\pi/3) - z(x_0(\phi = \pi/3), \phi = \pi/3)} \right\} \\ &= -\tan^{-1} \left\{ \frac{2L \times \tanh[(\pi/6) \times (H_{1r}/H_{3r})]}{R(x_0(2\pi/3), 2\pi/3) \times \cos(2\pi/3) - R(x_0(\pi/3), \pi/3) \times \cos(\pi/3)} \right\}.\end{aligned}\quad (23)$$

式(23)は、分母に局所的な半径 $R(x, \phi)$ を含むため、数値的に算出した。角度 Θ は、主として H_3 により定めた。ただし、 $\Theta = 0 \text{ deg}$ の場合には、より明確に定義するため、 $H_3 = \infty$ ではなく $H_1 = 0$ とした。

Θ は、L01 から L06 で、 $\Theta = +10 \text{ deg}$ から $\Theta = -30 \text{ deg}$ で変化させた。

Table 1-2 に挙げる局在波変形状に対する数値解析結果を形状毎に示す(Fig. 8-1-1～8-13-7)。また、一樣流条件および形状を決定したパラメータを、Table 1-1 と重複するが、抜粋し Table 4-1～4-13 に示す。各図表は、4.1 節に示した正弦波変形状の場合と同様で、Sears-Haack 体に対する Fig. 2-1～Fig. 2-7 の、図番の末尾が同じものに対応している。ただし、予測遷移位置については、末尾が 6 の図(Fig. 8-1-6, Fig. 8-2-6, Fig. 8-3-6, Fig. 8-4-6, Fig. 8-5-6, Fig. 8-6-6, Fig. 8-7-6, Fig. 8-8-6, Fig. 8-9-6, Fig. 8-10-6, Fig. 8-11-6, Fig. 8-12-6 および Fig. 8-13-6)に、比較のためにの Sears-Haack 体に対する N 値コンタが併記してある。

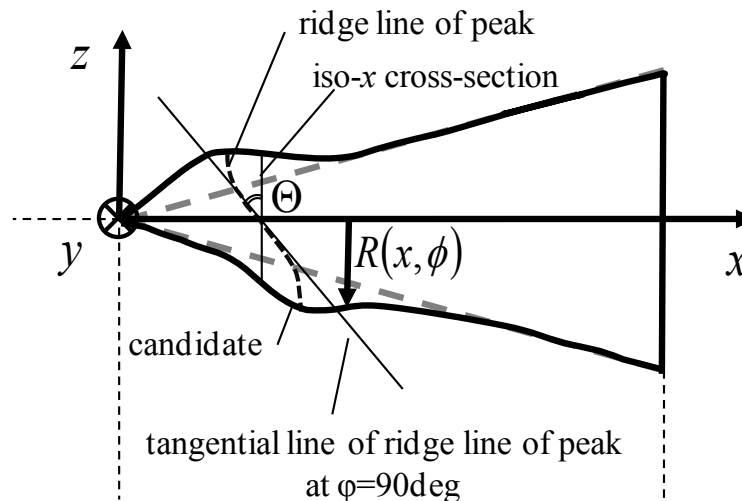


Fig. 7. Tangential angle of ridge line of peak.

ところで、変形は、自然層流効果をもたらしたい位置に局在した非軸対称な変形が最も有効であることが示唆されている。そこで、正弦波変形状の中で最も自然層流効果の大きかった S01 の先端側の形状 (Fig. 3-1-1) を保ちつつ、後端側は基準形状となるようにパラメータを決定した。結果として得られた形状は、Fig. 8-1-1, Fig. 8-2-1, Fig. 8-3-1, Fig. 8-4-1, Fig. 8-5-1 および Fig. 8-6-1 に示すように、S01 (Fig. 3-1-1) に比べ基準形状 (Fig. 2-1) に

一見して近くなった。しかし、それらの圧力分布は、基準形状の圧力分布 (Fig. 2-2) とは明らかに異なり、変形状のピーク ($R(x, \phi)$ の極大) 近傍に、ピークをもつ (Fig. 8-1-2, Fig. 8-2-2, Fig. 8-3-2, Fig. 8-4-2, Fig. 8-5-2 および Fig. 8-6-2)。

圧力分布のピークの位置は、 $\Theta = 0\text{deg}$ の場合 (Fig. 8-3-2), あるいは Θ が正の場合 (Fig. 8-1-2 および Fig. 8-2-2) は、正弦波変形の S01 と同様にボトムラインに比べ、トップラインで前方にあるが、 Θ が負に増大するにつれて、トップラインにおけるピークが相対的に後方へ移動するように見える。そこで、 Θ と、形状および C_p のトップラインとボトムラインのピーク位置の差分 (Δx_R , Δx_{C_p}) との関係を図 9 に示す。図から明らかなように、 Θ が正に大きい場合には、形状および圧力係数のピーク位置の差分は負、つまりボトムライン側のピーク位置がトップライン側のピーク位置に比べ前進しており、 Θ が負に大きい場合にはその逆となっている。従って Θ が正から負に増大するにつれて、周方向の圧力勾配が減少する領域が、ピークの後方からピークの前方へ移動していることになる。この結果から、正弦波変形に対して考察した通り、流れから見た形状のピークと圧力分布のピーク位置は密接に関係すること、またトップラインとボトムラインにおける圧力分布のピークの相対的な位置関係に周方向の圧力勾配が大きく依存することが確かめられた。

そして、その結果、周方向と軸方向の圧力勾配比の絶対値が増大する領域も後方へ移動し、その前方には圧力勾配比が非常に減少する領域が広がった (Fig. 8-1-3, Fig. 8-2-3, Fig. 8-3-3, Fig. 8-4-3, Fig. 8-5-3 および Fig. 8-6-3)。この領域では最大横流れ速度が減少するため、稜線の傾きが最も負に大きい $\Theta = -30\text{deg}$ の L06 では広い範囲にわたって横流れ速度がほぼゼロとなった。最終的にこの 6 つの中では、L06 の遷移位置が最も後退した (Fig. 8-1-4, Fig. 8-2-4, Fig. 8-3-4, Fig. 8-4-4, Fig. 8-5-4 および Fig. 8-6-4)。

ただし L06 の遷移位置は、S07 や S01 ほどは後退しなかった (Fig. 3-1-4, Fig. 3-7-4)。その原因は、圧力分布のピーク位置より後方で圧力勾配比、すなわち最大横流れ速度が大きくなってしまったためである (Fig. 8-6-4)。

変形を後方で与えた L07 の解析結果を示す。この形状では、変形を後方で与えているので、自然層流効果が現れる領域も、後方へ移動することが期待される。変形の高さおよび軸方向変形の幅、稜線の傾きが等しい L03 と比較すると、期待通り後方における遷移位置、すなわち大きな N 値で予測される遷移位置の後退が大きかった (Fig. 8-7-6)。

次に、正弦波変形の場合と同様に、変形の高さおよび幅を変化させた。

L08 および L09 に、L06 と稜線の傾きは等しく $\Theta = -30\text{deg}$ であるが、高さが L06 の 2/3, 1/3 と小さくした場合を示す。高さが小さいと軸方向の圧力勾配が小さくなり、自然層流効果も減少すると推測される。解析の結果、形状、圧力分布および圧力勾配比は段々と基準形状に近づいていることがわかる (Fig. 8-8-3 および 8-9-3, Fig. 8-8-4 および 8-9-4, Fig. 8-8-5 および 8-9-5)。従って遷移位置の後退も、高さが小さくなるに従い、段々減少することが確認された (Fig. 8-8-6～8-9-6)。

一方、L10 および L11 に、L09 と稜線の傾きおよび高さは等しいが、軸方向の変形の幅が L09 の 2/3, 1/3 と小さくした場合を示す。軸方向の変形の幅が小さいと、軸方向の圧力勾配が大きくなり、自然層流効果が増大することを期待した。そして、解析の結果、形状、圧力分布および圧力勾配比の変化が増大することがわかった (Fig. 8-10-3 および 8-11-3, Fig. 8-10-4 および 8-11-4, Fig. 8-10-5 および 8-11-5)。

特に L11 では、圧力のピーク前方で、トップラインとボトムラインの圧力差がほとんどなくなることがわかった (Fig. 8-11-4)。この領域では、当然圧力勾配比もほぼゼロとなり、最大横流れ速度もゼロに近づいた (Fig. 8-11-5)。ただしその前後における最大横流れ速度は、逆に大きくなってしまった。

Table 4-1.					
Candidate		L01	Computation ID		ID224
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.85
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re _L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	200
Base Shape	SH	G_{01}	0.0004		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

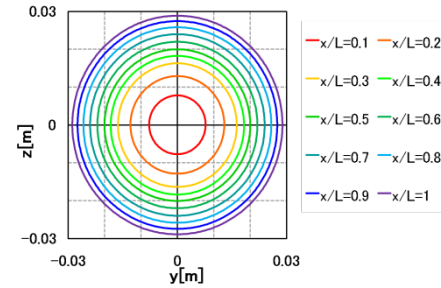


Fig. 8-1-7. Cross sections

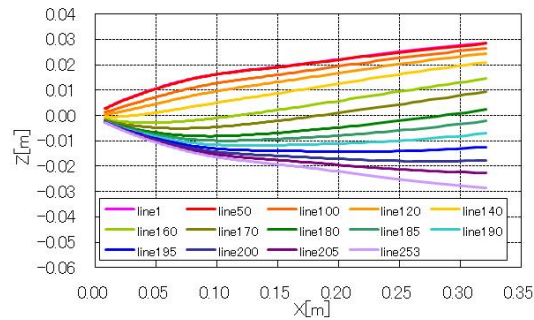


Fig. 8-1-1. Side view of shape and typical streamlines.

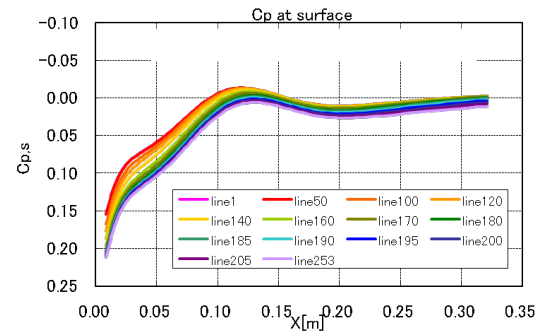


Fig. 8-1-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-1-1.

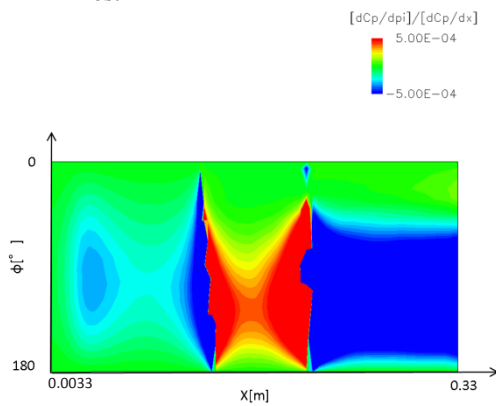


Fig. 8-1-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

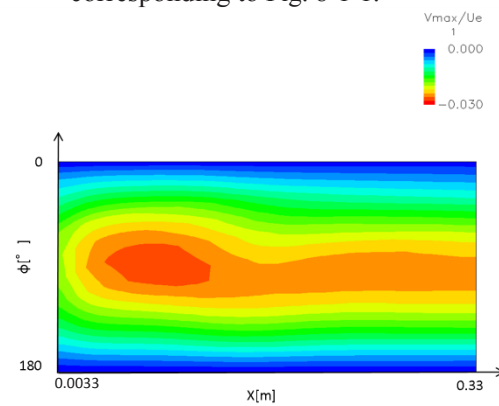


Fig. 8-1-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

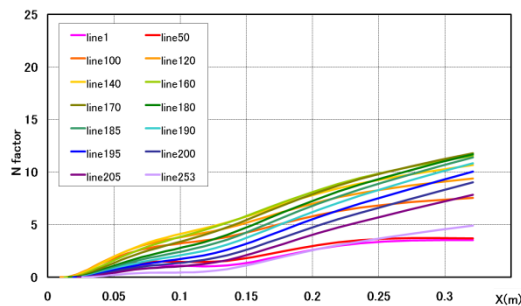


Fig. 8-1-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-1-1.

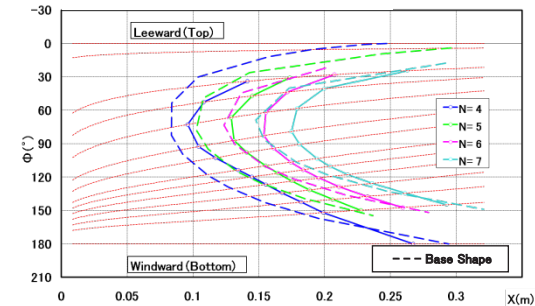


Fig. 8-1-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 4-2.					
Candidate		L02	Computation ID		ID255
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.85
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	500
Base Shape	SH	G_{01}	0.0004		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

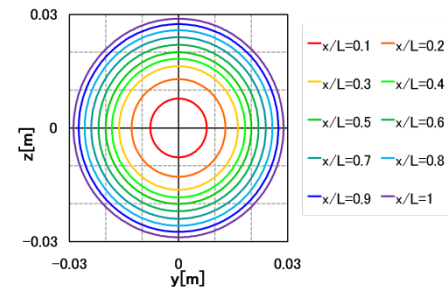


Fig. 8-2-7. Cross sections

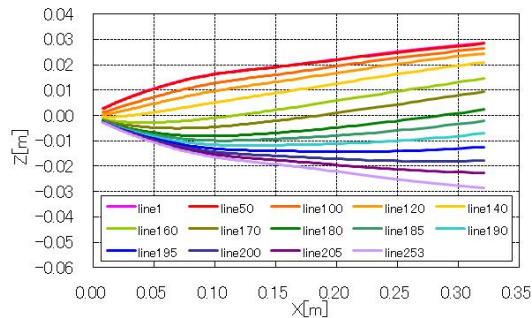


Fig. 8-2-1. Side view of shape and typical stream-lines.

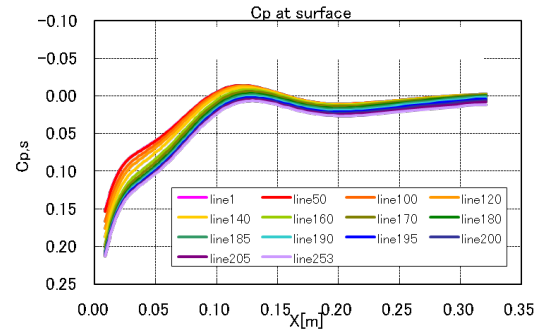


Fig. 8-2-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-2-1.

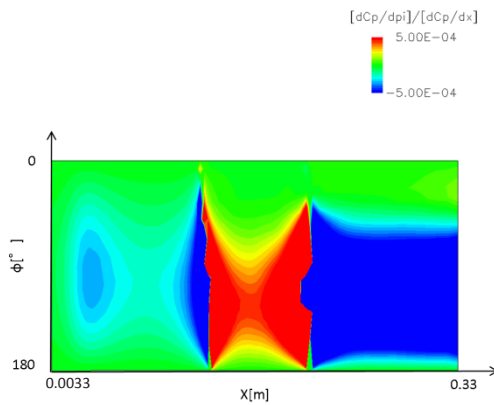


Fig. 8-2-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

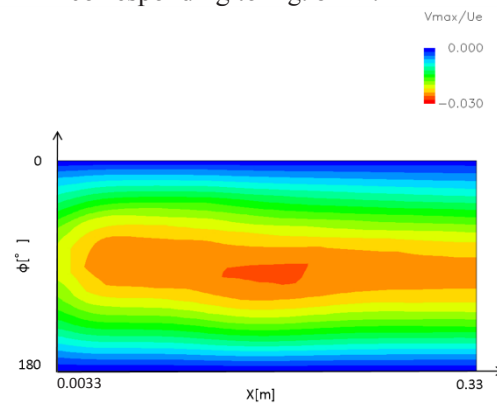


Fig. 8-2-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

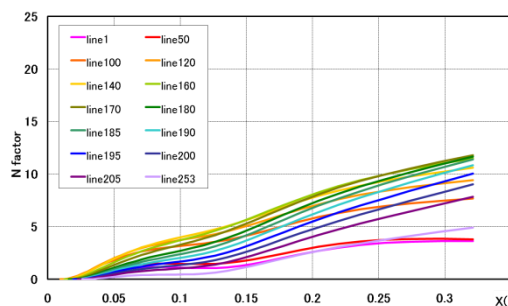
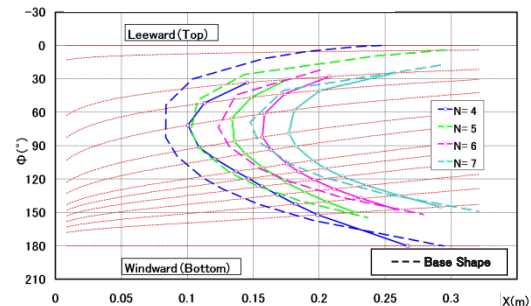
Fig. 8-2-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-2-1.Fig. 8-2-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-3.					
Candidate		L03	Computation ID		ID211
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.85
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	0
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re _L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	65
Base Shape	SH	G_{01}	0.0004		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

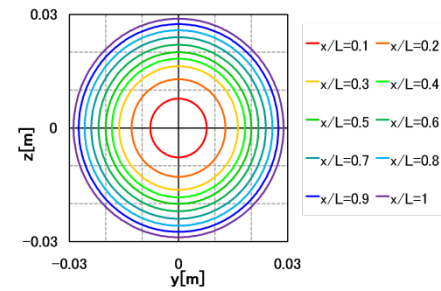


Fig. 8-3-7. Cross sections

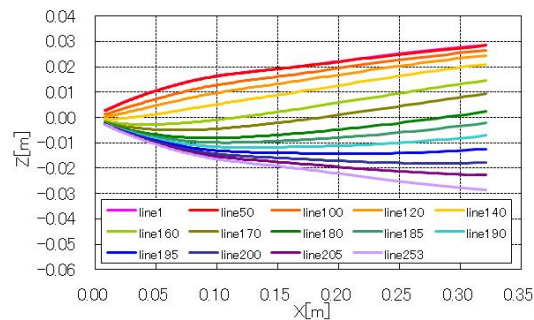


Fig. 8-3-1. Side view of shape and typical stream-lines.

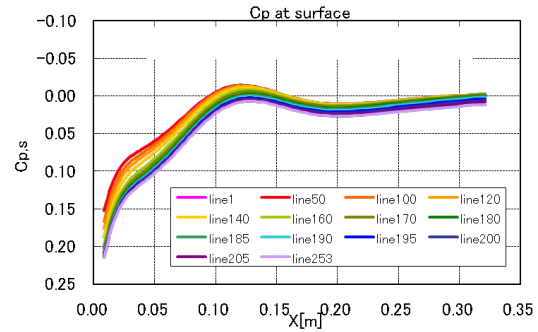


Fig. 8-3-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-3-1.

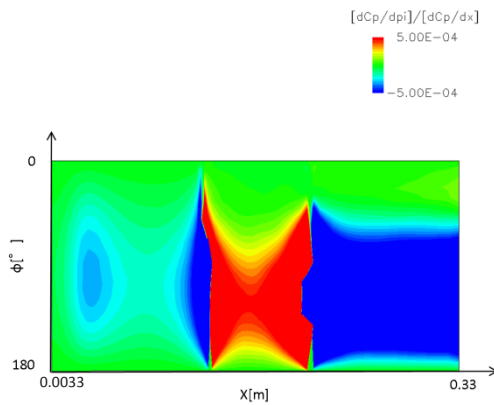


Fig. 8-3-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

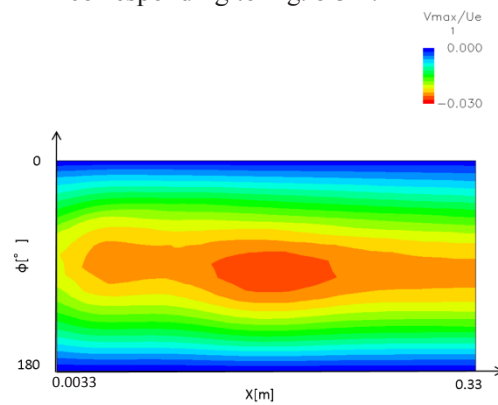


Fig. 8-3-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

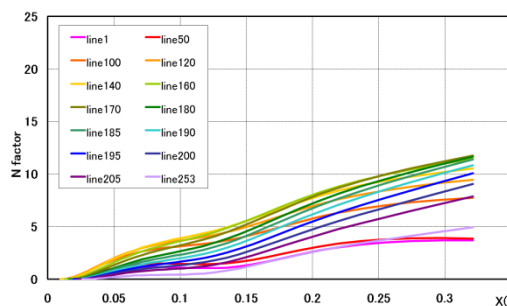
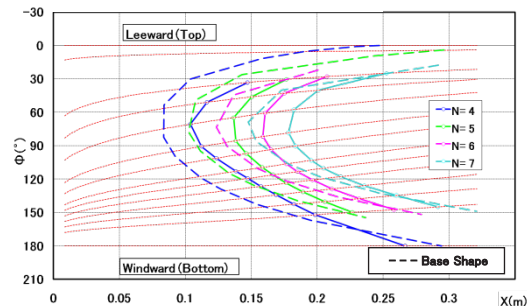
Fig. 8-3-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-3-1.Fig. 8-3-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-4.					
Candidate		L04	Computation ID		ID256
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.85
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-500
Base Shape	SH	G_{01}	0.0004		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

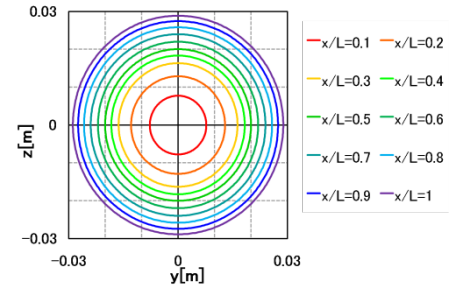


Fig. 8-4-7. Cross sections

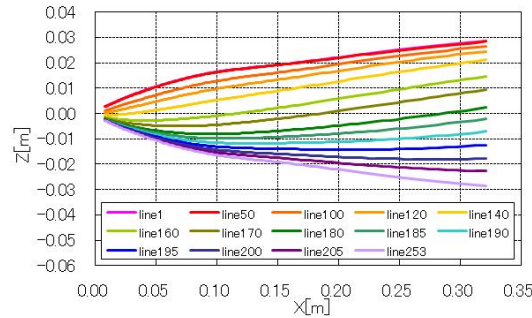


Fig. 8-4-1. Side view of shape and typical streamlines.

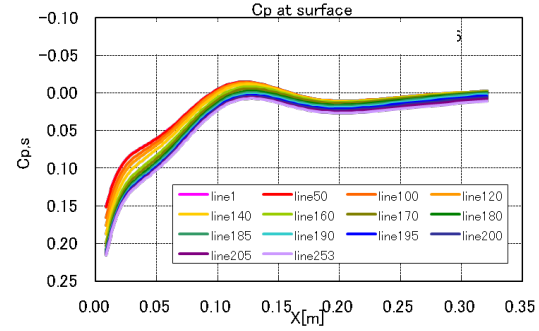


Fig. 8-4-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-4-1.

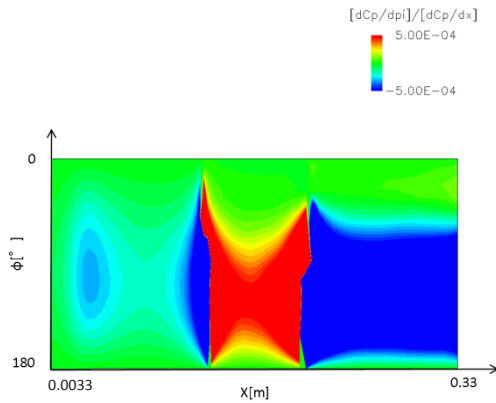


Fig. 8-4-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

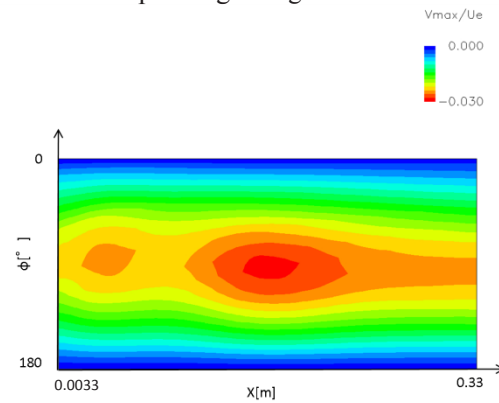


Fig. 8-4-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

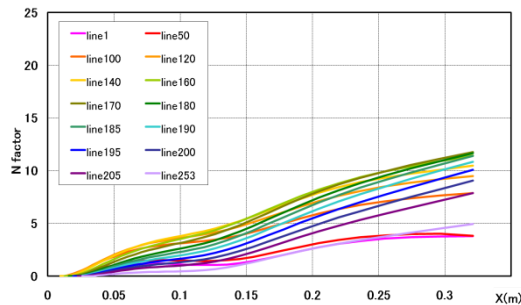


Fig. 8-4-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-4-1.

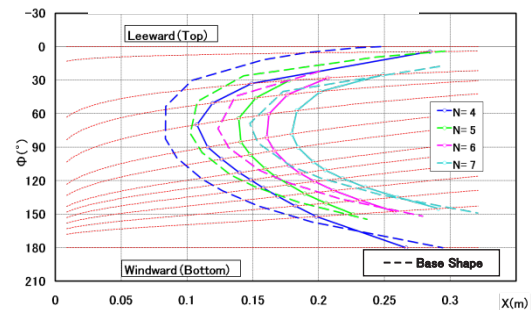


Fig. 8-4-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 4-5.					
Candidate		L05	Computation ID		ID254
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.85
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-200
Base Shape	SH	G_{01}	0.0004		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

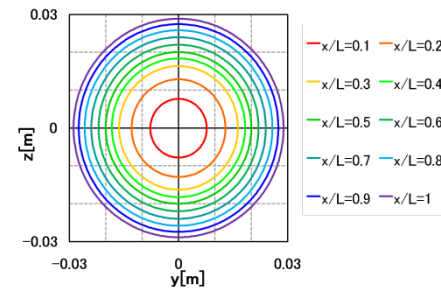


Fig. 8-5-7. Cross sections

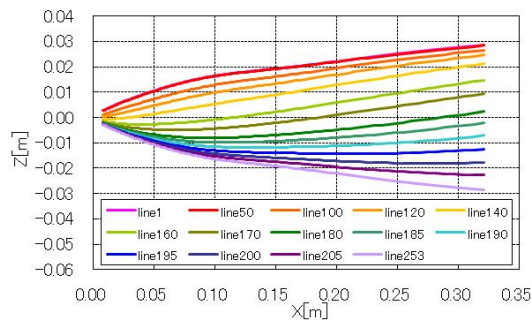


Fig. 8-5-1. Side view of shape and typical stream-lines.

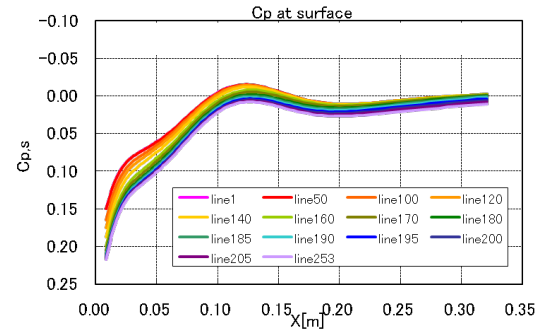


Fig. 8-5-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-5-1.

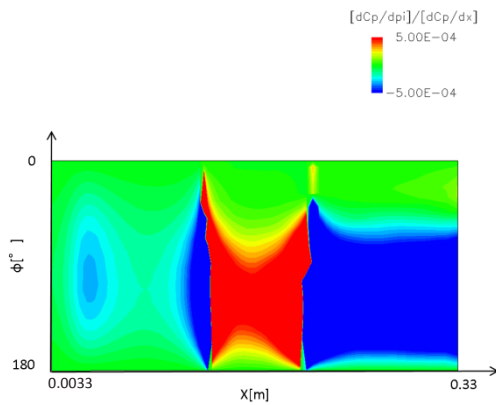


Fig. 8-5-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

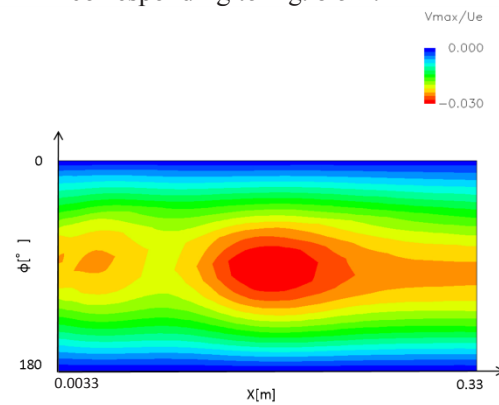


Fig. 8-5-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

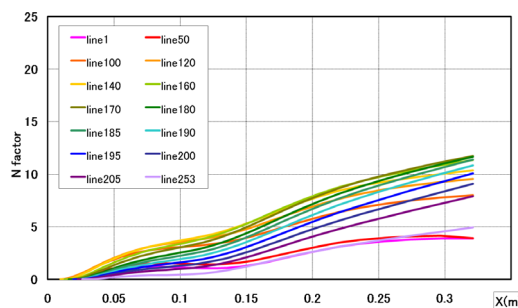


Fig. 8-5-5. Variation of N-factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-5-1.

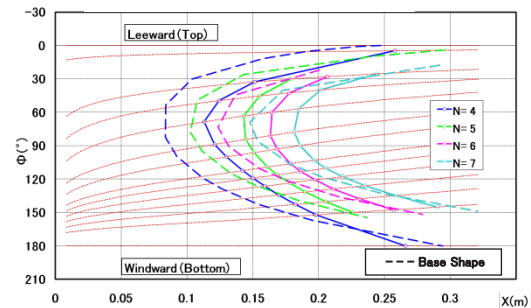


Fig. 8-5-6. Contour of iso-N lines comparing to those of base shape.

Table 4-6.					
Candidate		L06	Computation ID		ID213
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.85
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-65
Base Shape	SH	G_{01}	0.0004		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

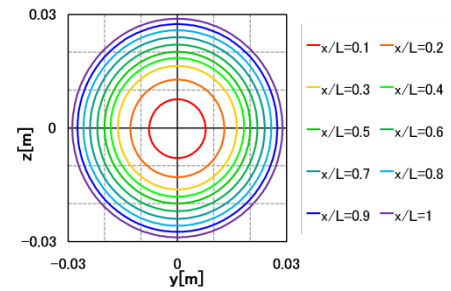


Fig. 8-6-7. Cross sections

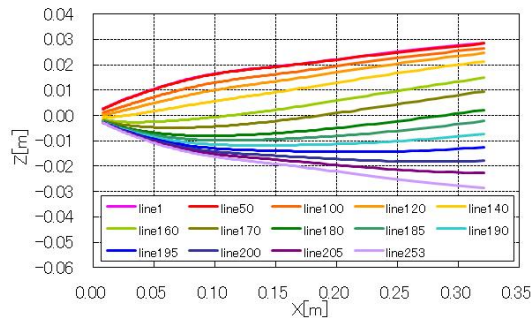


Fig. 8-6-1. Side view of shape and typical streamlines.

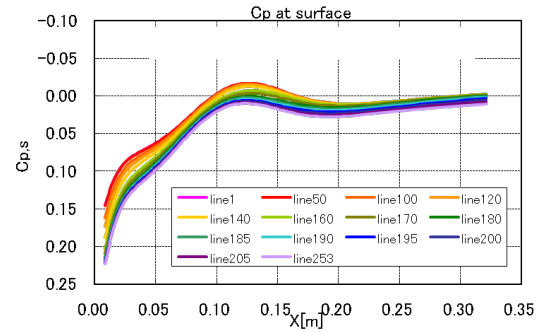


Fig. 8-6-2. Pressure distributions on streamlines corresponding to Fig. 8-6-1.

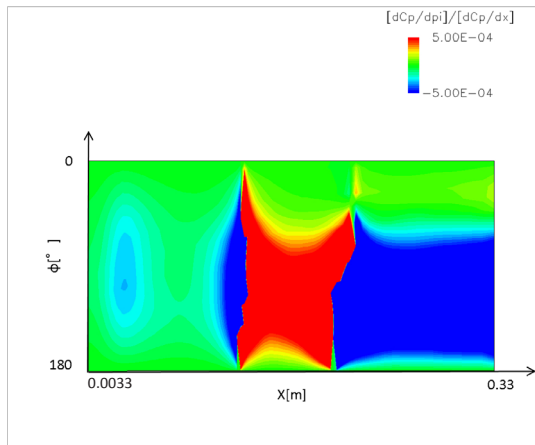


Fig. 8-6-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

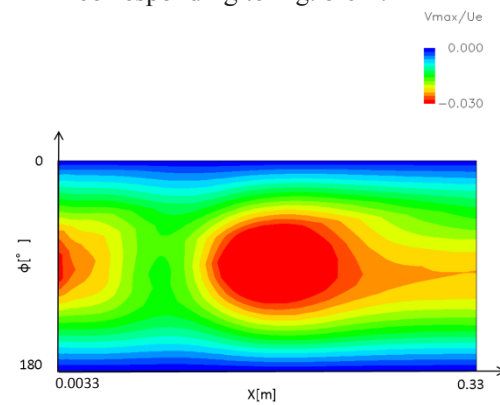


Fig. 8-6-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

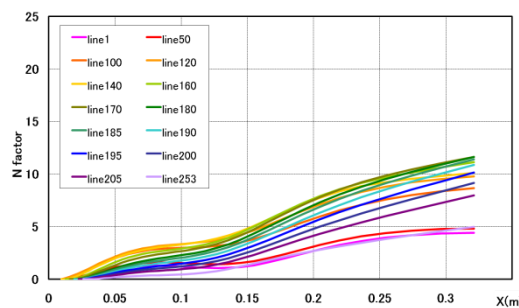
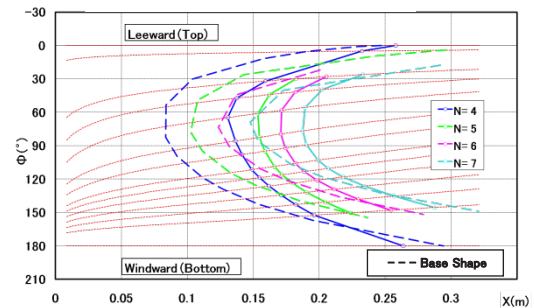
Fig. 8-6-5. Variation of N -factor along streamlines corresponding to Fig. 8-6-1.Fig. 8-6-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-7.					
Candidate		L07	Computation ID		ID266
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	1.1
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	0
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.4
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	65
Base Shape	SH	G_{01}	0.00055		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

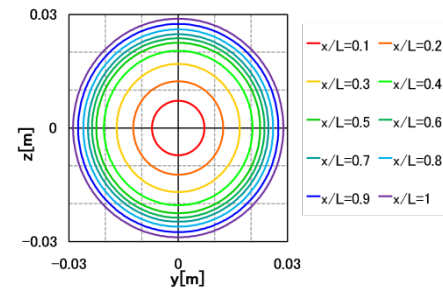


Fig. 8-7-7. Cross sections

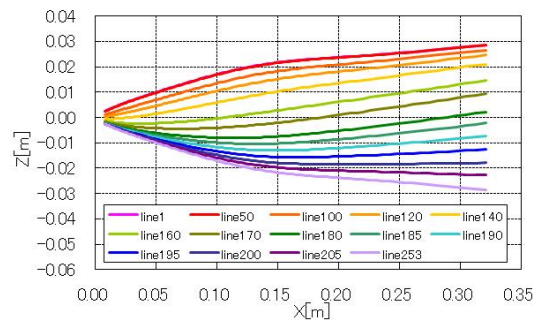


Fig. 8-7-1. Side view of shape and typical stream-lines.

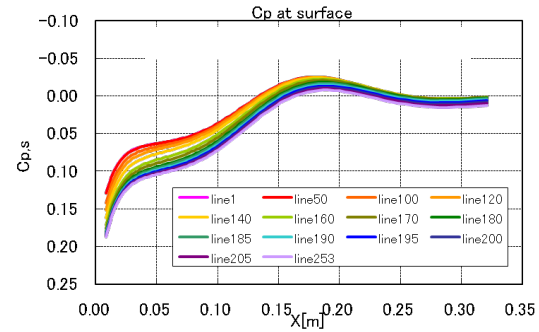


Fig. 8-7-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-7-1.

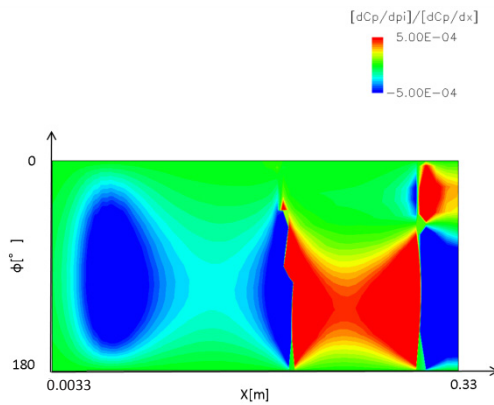


Fig. 8-7-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

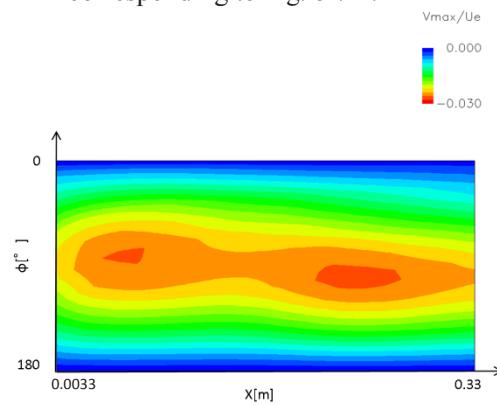


Fig. 8-7-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

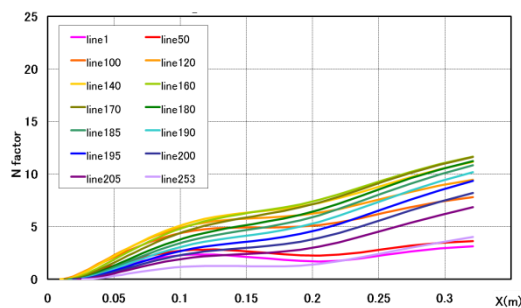
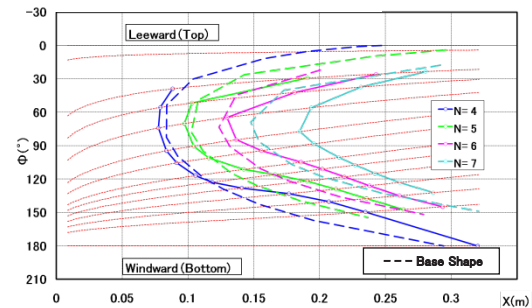
Fig. 8-7-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-7-1.Fig. 8-7-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-8.							
Candidate		L08	Computation ID		ID262		
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	1		
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5		
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25		
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-65		
Base Shape	SH	G_{01}	0.00026				
x_w	0.0033						
w_x	30						
t_∞	1						

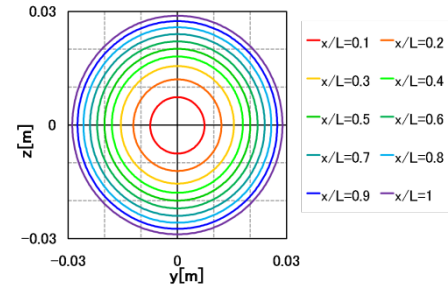


Fig. 8-8-7. Cross sections

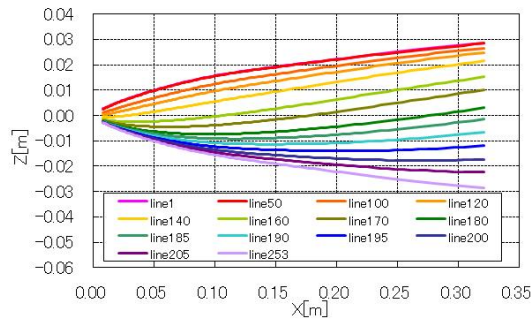


Fig. 8-8-1. Side view of shape and typical stream-lines.

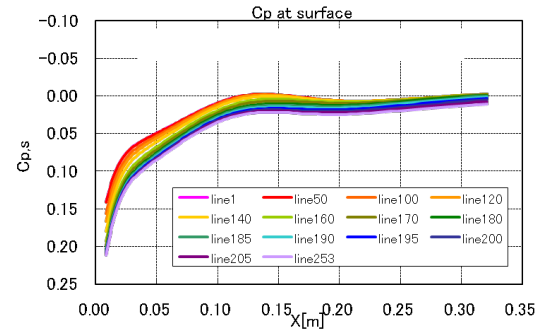


Fig. 8-8-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-8-1.

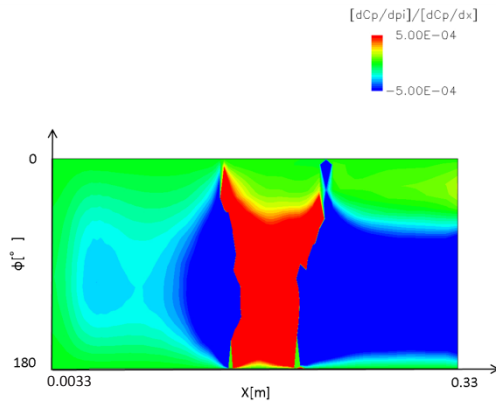


Fig. 8-8-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

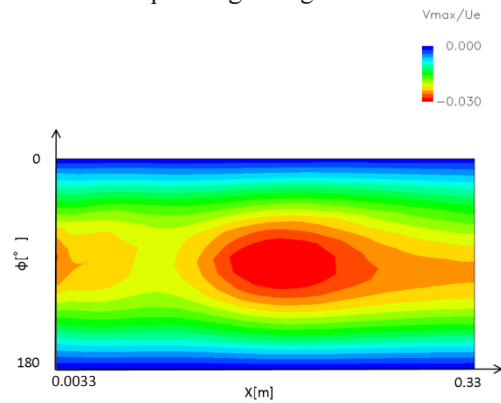


Fig. 8-8-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

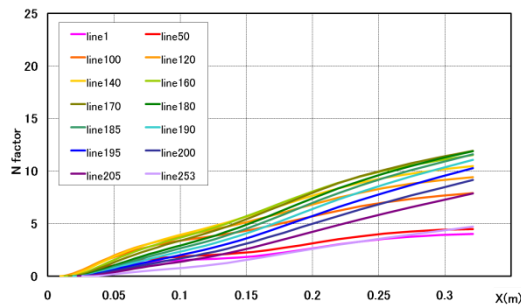
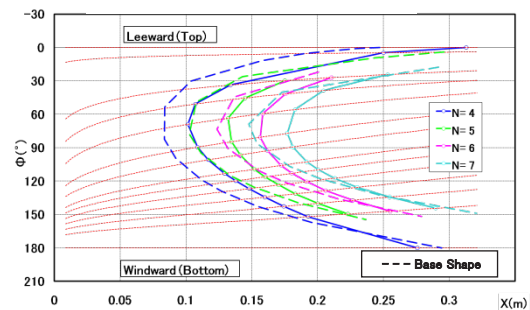
Fig. 8-8-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-8-1.Fig. 8-8-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-9.					
Candidate		L09	Computation ID		ID263
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	1.2
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-65
Base Shape	SH	G_{01}	0.000185		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

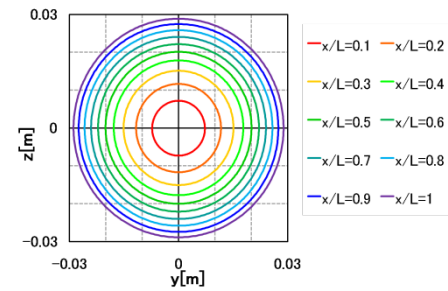


Fig. 8-9-7. Cross sections

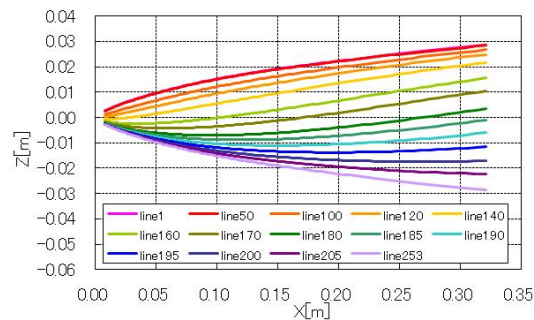


Fig. 8-9-1. Side view of shape and typical streamlines.

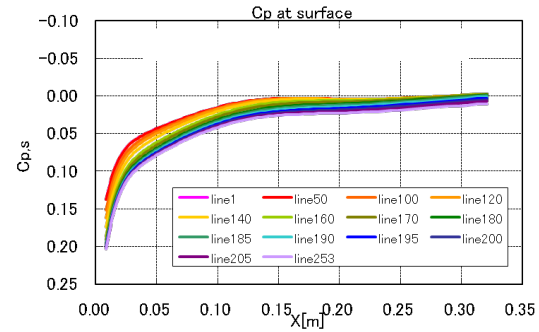


Fig. 8-9-2. Pressure distributions on streamlines corresponding to Fig. 8-9-1.

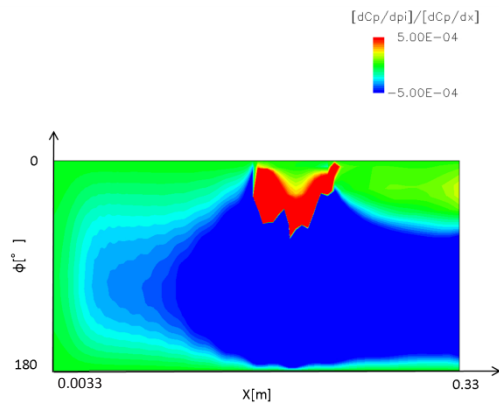


Fig. 8-9-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

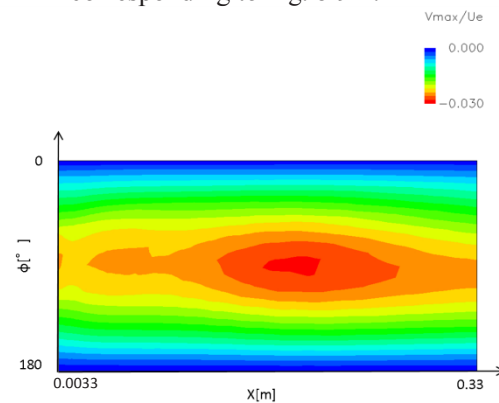


Fig. 8-9-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

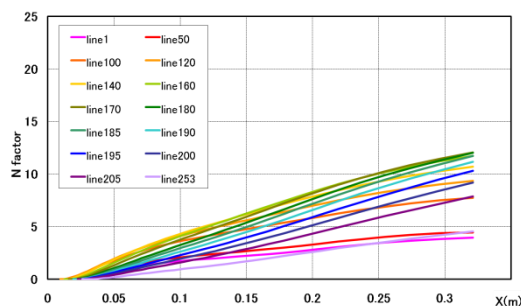
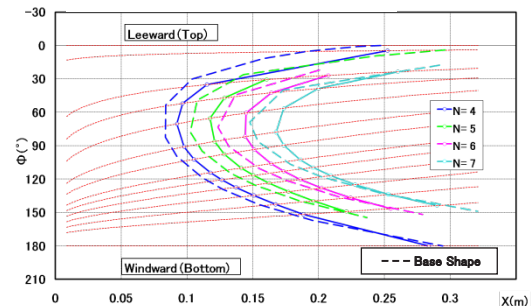
Fig. 8-9-5. Variation of N -factor along streamlines corresponding to Fig. 8-9-1.Fig. 8-9-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-10.					
Candidate		L10	Computation ID		ID265
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.8
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-65
Base Shape	SH	G_{01}	0.000185		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

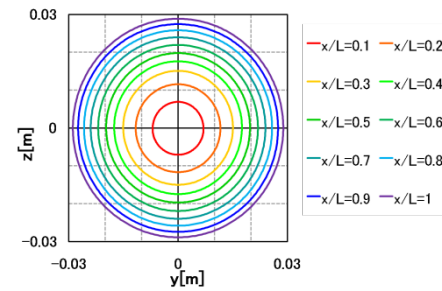


Fig. 8-10-7. Cross sections

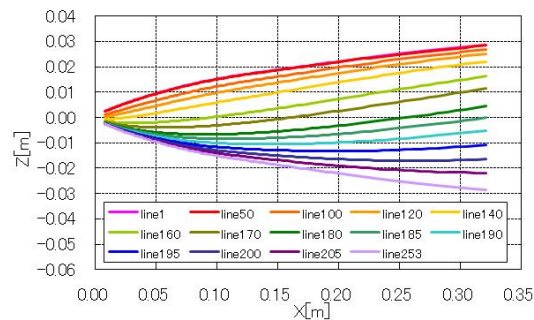


Fig. 8-10-1. Side view of shape and typical stream-lines.

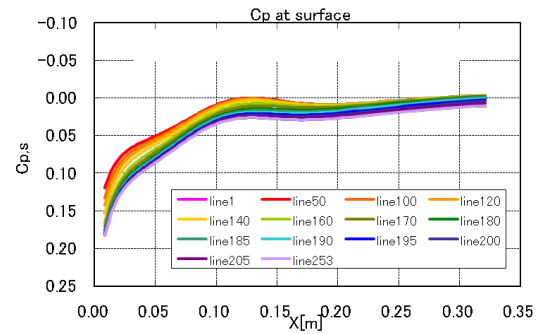


Fig. 8-10-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-10-1.

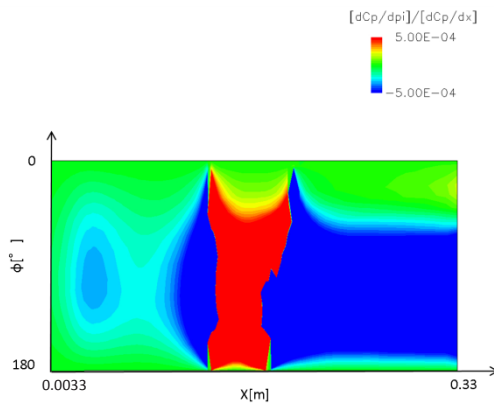


Fig. 8-10-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

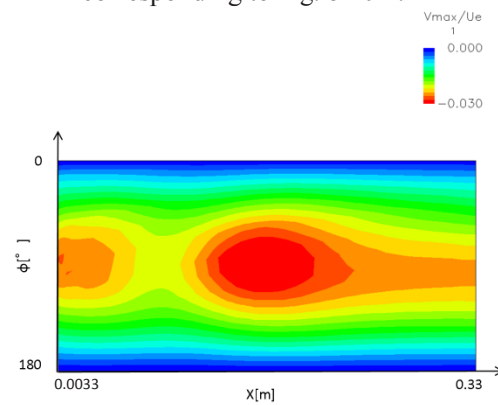


Fig. 8-10-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

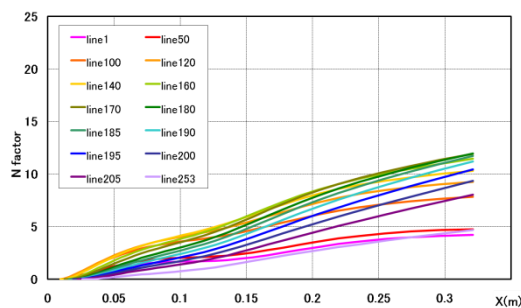
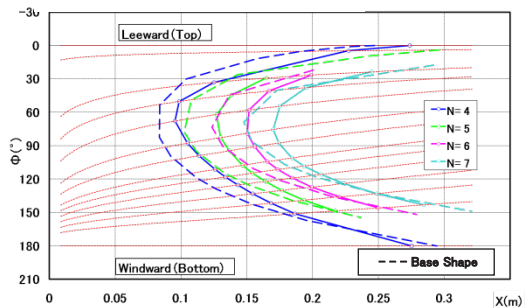
Fig. 8-10-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-10-1.Fig. 8-10-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-11.					
Candidate		L11	Computation ID		ID214
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.4
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-65
Base Shape	SH	G_{01}	0.000185		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

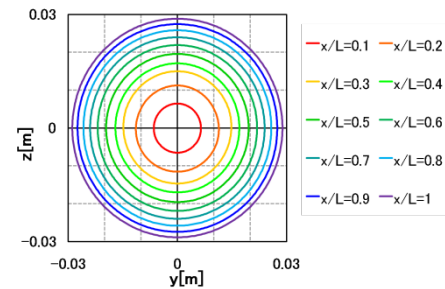


Fig. 8-11-7. Cross sections

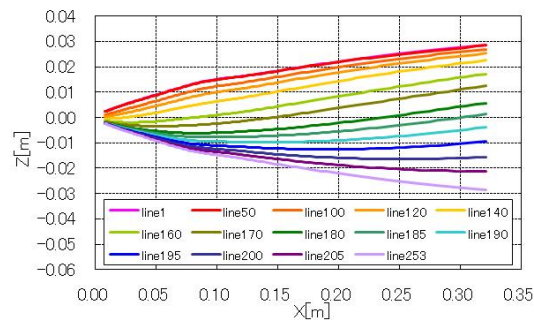


Fig. 8-11-1. Side view of shape and typical stream-lines.

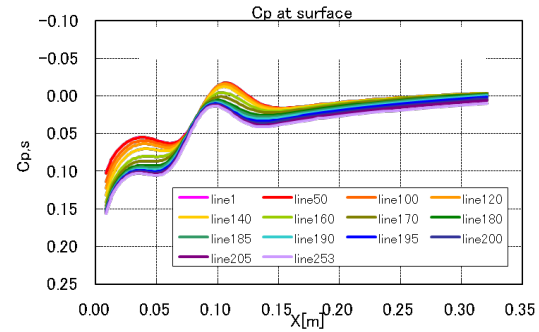


Fig. 8-11-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-11-1.

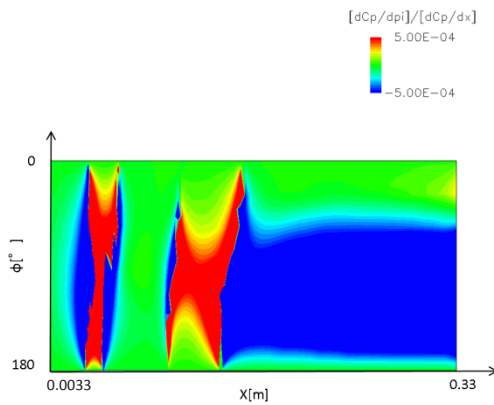


Fig. 8-11-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

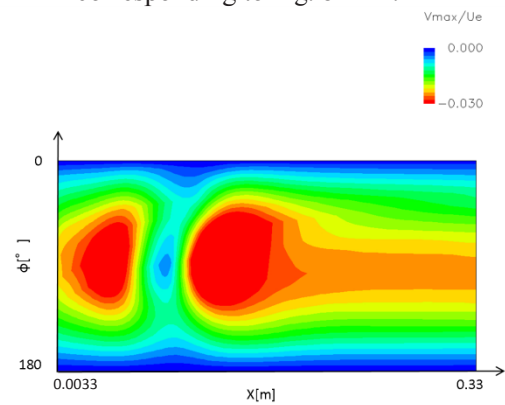


Fig. 8-11-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

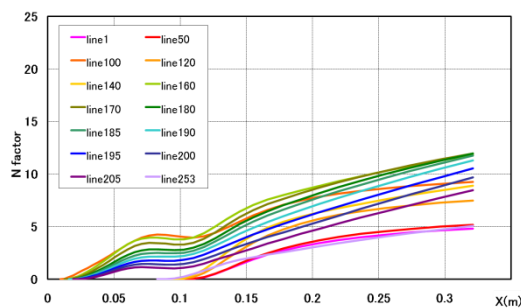
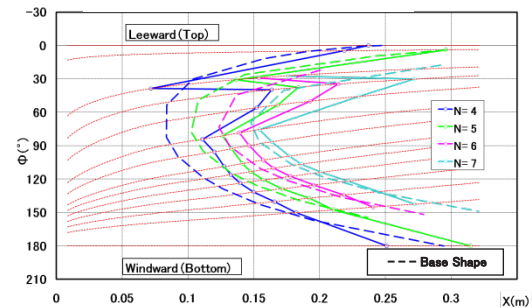
Fig. 8-11-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-11-1.Fig. 8-11-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-12.					
Candidate		L12	Computation ID		ID252
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.4
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	65
Base Shape	SH	G_{01}	0.000185		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

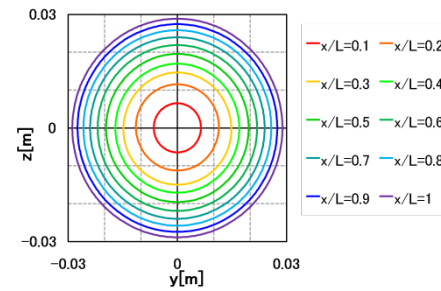


Fig. 8-12-7. Cross sections

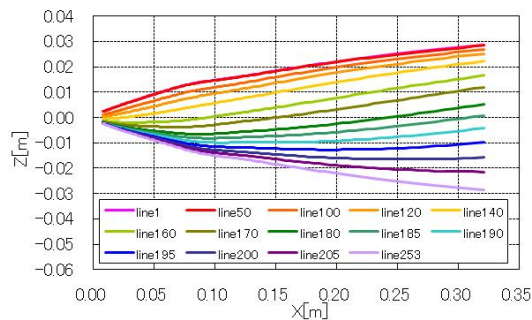


Fig. 8-12-1. Side view of shape and typical stream-lines.

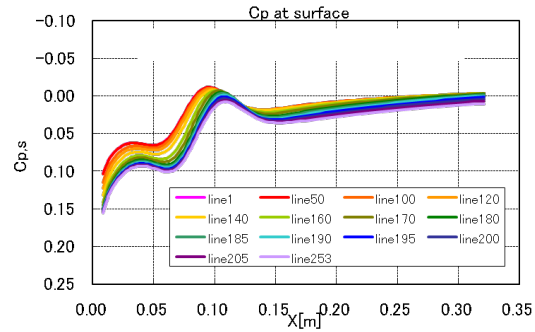


Fig. 8-12-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-12-1.

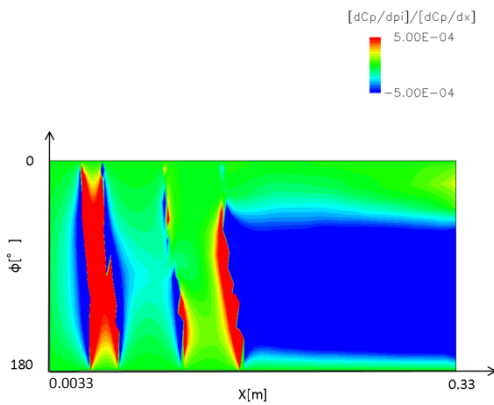


Fig. 8-12-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

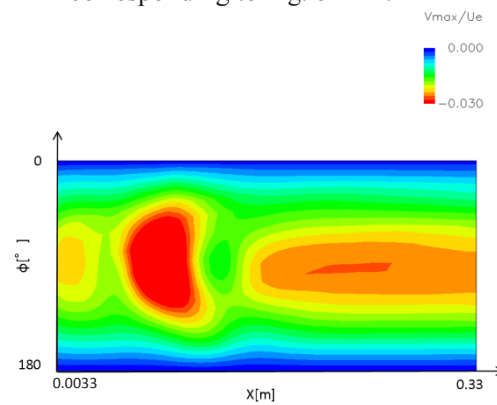


Fig. 8-12-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

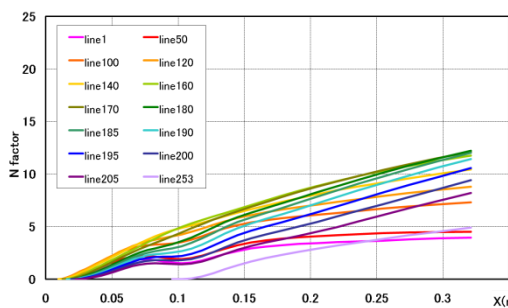
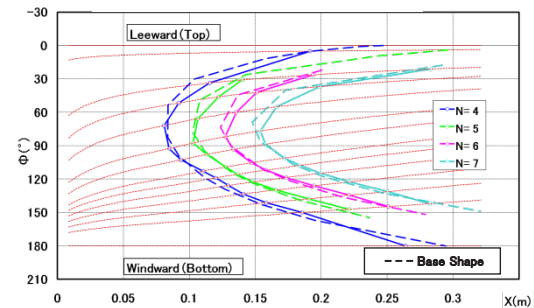
Fig. 8-12-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-12-1.Fig. 8-12-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

Table 4-13.					
Candidate		L13	Computation ID		ID253
M	2	ϵ_{01}	1	κ_{01}	0.4
α [deg]	2	E_{01}	0	H_{11}	2.5
L [m]	0.33	ϕ_{01}	180	H_{21}	0.25
Re_L [million]	4.0×10^6	λ_{01}	1	H_{31}	-25
Base Shape	SH	G_{01}	0.000185		
x_w	0.0033				
w_x	30				
t_∞	1				

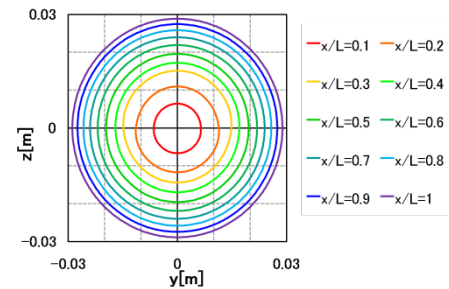


Fig. 8-13-7. Cross sections

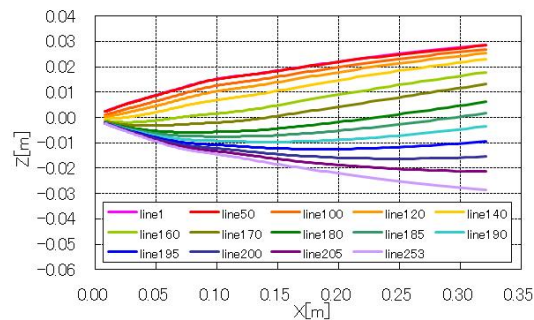


Fig. 8-13-1. Side view of shape and typical stream-lines.

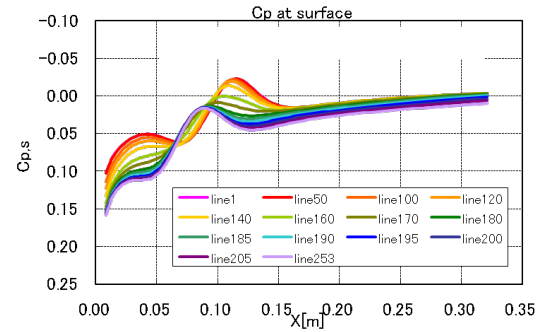


Fig. 8-13-2. Pressure distributions on stream-lines corresponding to Fig. 8-13-1.

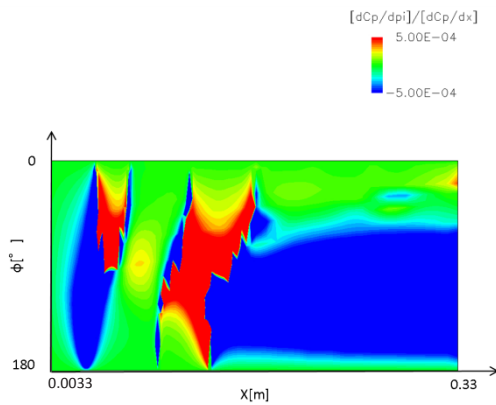


Fig. 8-13-3. Contour of ratio of pressure gradient in azimuthal direction to axial direction.

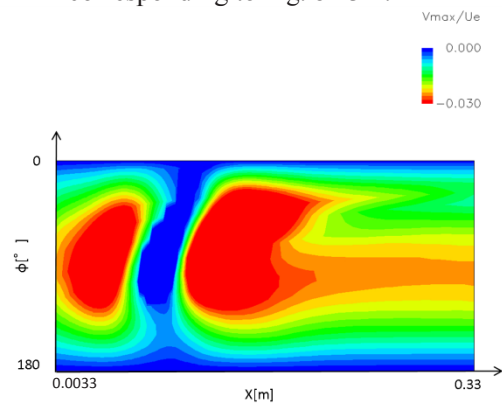
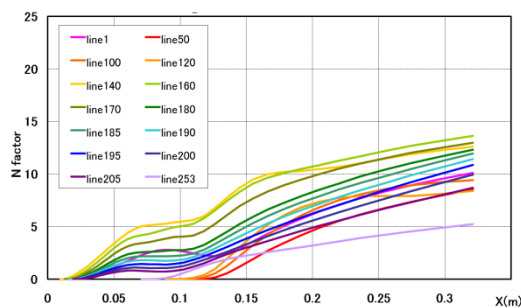
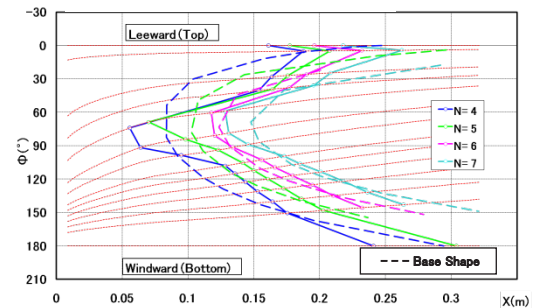


Fig. 8-13-4. Contour of maximum cross-flow velocity.

Fig. 8-13-5. Variation of N -factor along stream-lines corresponding to Fig. 8-13-1.Fig. 8-13-6. Contour of iso- N lines comparing to those of base shape.

L09 から L11 までの変形の幅の変化に伴う圧力分布から N 値曲線の変化は、比較的単調であるが、L11 の遷移位置（等 N 値線図）は、他の 2 形状と大きく異なった。Fig. 8-11-6 に示す通り、L11 では $\phi = 30 \text{ deg}$ から $\phi = 90 \text{ deg}$ の間でのみ、遷移位置が大きく後退した。これは、その間を通る流線が、最大横流れ速度が小さい領域のみを通過したためである。この領域以外では、流線が L09 や L10 よりも大きい最大横流れ速度の領域を通過するため、遷移位置があまり後退しなかった。L11 の N 値マップは、S07 のものと定性的によく類似していた。

L12 および L13 は、L11 と変形の高さおよび軸方向変形の幅は等しいが、稜線の傾きが異なる。L01 から L06 までの比較から推測されるように、 $\Theta = +30 \text{ deg}$ の L12 では、圧力のピークの後方でトップラインとボトムラインの圧力がほぼゼロになっていることが確認された（Fig. 8-12-2）。また $\Theta = -60 \text{ deg}$ の L13 では、稜線の傾きが大き過ぎ、圧力のピークの前方でボトムラインの圧力がトップラインに比べ負に大きくなった（Fig. 8-13-2 において上方へ移動した）。その結果、最大横流れ速度がほぼゼロとなる領域は L11 よりも更に広がった（Fig. 8-11-4 および Fig. 8-13-4）。この効果により、遷移位置が基準形状よりも後退する領域が L11 よりも広がったが、一部の領域では基準形状よりも前進した（Fig. 8-11-6 および Fig. 8-13-6）。これは、L11 でも触れたが、最大横流れ速度がほぼゼロとなる領域の前後では、最大横流れ速度が逆に大きくなってしまったためである。

以上の結果から、正弦波変形に対して考察した通り、流れから見た形状のピークと圧力分布のピーク位置を適切に配置すれば非常に大きな自然層流効果を発揮することができることが確かめられた。ただし、本稿で検討した局在波変形形状の遷移位置は、いずれも正弦波変形形状の S07 や S01 よりも前方にあった。高い自然層流効果を得られるよう周方向あるいは軸方向の広い領域にわたって形状のピークを適切配置するためにはさらに、形状の最適化が必要である。

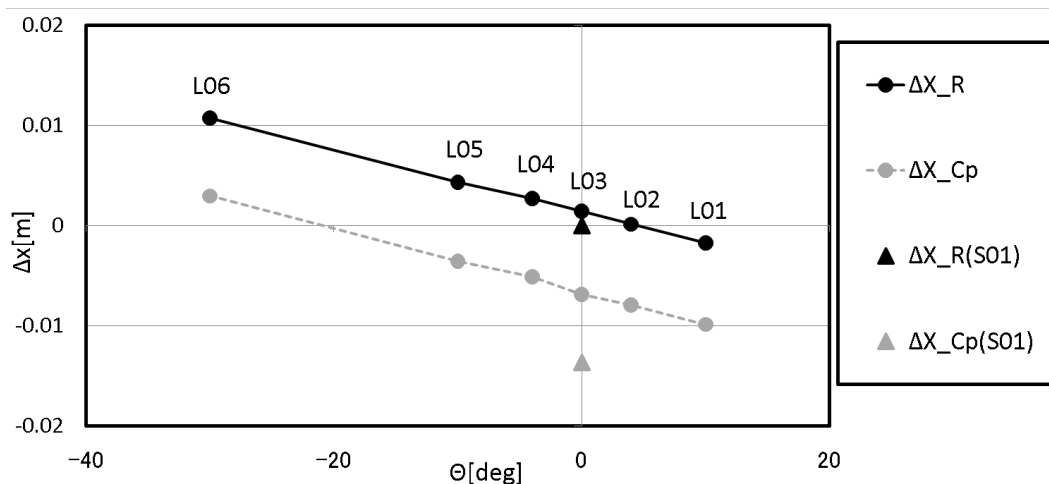


Fig. 9. Peak location of shape and pressure distribution.

5.2. 抵抗の推算

前節で示した通り、局在波変形では、正弦波変形形状で最も遷移が後退した S01 よりも高い自然層流効果は得られなかった。しかし局在波変形では摩擦抵抗も低減されながら、圧力抵抗も低減されることを期待していた。

そこで、局在波変形についても、正弦波変形形状と同様に、3.1 節に示した方法で摩擦抵抗 C_{Df} および圧力抵抗係数 C_{Dp} を算出した。結果を Fig. 10 にプロットする。

その結果、局在波変形によっても、遷移解析結果から期待された通り、摩擦抵抗の低減が観察された。特に L07 で摩擦抵抗の低減量が大きかった。また、次に L11 の摩擦抵抗の低減量が大きかった。その理由は、4.4 節で述べた S07 に対する考察と同じく、L11 では遷移位置が大きく後退した領域は局所的であったが、その領域と摩擦抵抗の推算に用いた遷移位置を求めた領域が合致していたからである。この評価方法は、側面における自然層流化の観点からすれば妥当と言えるが、全摩擦抵抗を評価する観点からすると、やはり過大評価となる。

他の局在波変形でも、期待通り、圧力抵抗の増大は正弦波変形に比べ抑制傾向にあることが確認された。しかし、S06 および S07 に比べると、いずれの局在波変形形状でも圧力抵抗の増加が大きかった。従って、局在波変形の中で全抵抗が基準形状である Sears-Haack 体よりも低減していたのは L11 であったが、その低減量は 1% 程度であり、S07 の 2.6% に比べれば小さかった。

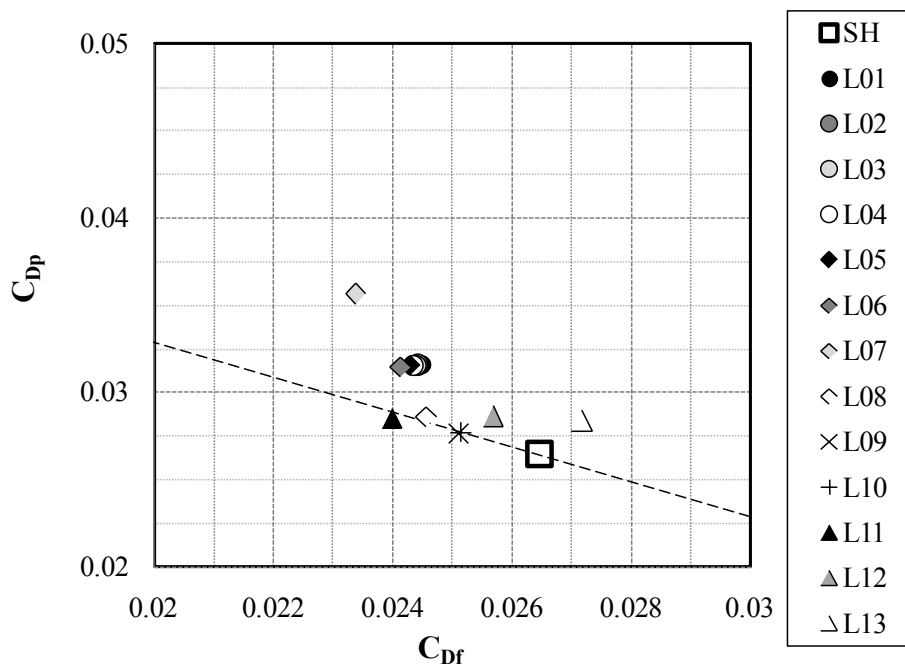


Fig. 10. Estimation of friction and pressure drags of candidates with local deformation and base shape (SH).

6. 結論

基準形状に正弦波状、あるいは局在する波状の変形を加えることで、超音速自然層流機首を設計することを試みた。その結果、自然層流効果をもたらす変形形状の設計指針および自然層流機首となる形状例が得られた。

遷移位置が後退する典型的な形状は、軸方向に波数 1 の正弦波的な変形を加えた S01 であった。この変形による自然層流効果は、実験的にも定性的に検証できた。

S01 形状の境界層流れを分析した結果、変形による自然層流化機構は、周方向と軸方向の圧力勾配比が小さくなり、側面の境界層遷移を支配する横流れ不安定が抑制されるためであることがわかった。そして、それは圧力分布のピークの位置がトップラインとボトムラインで一樣流から見ると非対称に配置され、結果として周方向の圧力勾配が小さくなったためと言える。つまり迎角に応じた非軸対称変形を与えれば自然層流効果が高くなる可能性が示唆された。

一方、圧力抵抗は、正弦波変形で大きく増加した形状が多かったが、局在波変形では全体的に増加量が軽減できた。後端側の急激な半径増加を抑えることで圧力抵抗の増加を抑制出来た。

さらに変形の最適化を進めれば、より大きな自然層流効果を発揮する形状が獲得できると期待される。特に、大型超音速旅客機に対応する一様流 Reynolds 数が高い条件で有意な自然層流効果が得られることが期待される。また、摩擦抵抗だけでなく、全抵抗も低減できる形状を獲得できることが期待される。

謝辞

本研究を進めるにあたり、機体システム研究グループ吉田憲司グループ長に多くのご助言を賜りました。また論文執筆にあたり技術研修生の長田多恵さんの協力を得ました。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- [1] Honda, M., and Yoshida, K., “D-SEND Project for Low Sonic Boom Design Technology”, *Proceedings of 28th congress of International Council of the Aeronautical Science*, Brisbane, September 23-28, 2012-1.2.1, [CD-ROM], 2012.
- [2] Yoshida, K., Kwak, D. Y., Tokugawa, N., and Ishikawa, H., “Concluding Report of Flight Test Data Analysis on the Supersonic Experimental Airplane of NEXST Program by JAXA”, *Proceedings of 27th congress of International Council of the Aeronautical Science*, Nice, September 19-24, 2010-2.8.2, [CD-ROM], 2004.
- [3] Tokugawa, N., Kwak, D. Y., Yoshida, K., and Ueda, Y., “Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane NEXST-1,” *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 5, 2008, pp. 1495-1504.
- [4] Vijgen, P. M. H. W. and Holmes, B. J., “Experimental and Numerical Analyses of Laminar Boundary-Layer Flow Stability over an Aircraft Fuselage Forebody,” *Research in Natural Laminar Flow and Laminar-Flow Control, Part 3*, NASA CP-2487, 1987, pp. 861-886.
- [5] S. S. Dodbele, S. S., van Dam, C.P., and Vijgen P. M. H. W. “Design of Fuselage Shapes for Natural Laminar Flow”, NASA CP-3970, 1986.
- [6] Fujino, M., “Development of HondaJet”, *Proceedings of 24th congress of International Council of the Aeronautical Science*, Yokohama, August 29- September 3, 2004-1.7.2 (I.L.), [CD-ROM], 2004.
- [7] Lutz, T., and Wagner, S., “Numerical Shape Optimization of Natural Laminar Flow Bodies”, *Proceedings of 21st congress of International Council of the Aeronautical Science*, Melbourne, September 13-18, 1998-2.9.4., [CD-ROM], 1998.
- [8] King, R. A., “Three-Dimensional Boundary-Layer Transition on a Cone at Mach 3.5,” *Experiments in Fluids*, Vol. 13, 1992, pp. 305-314.
- [9] Dougherty, N. S. and Fisher, D. F., “Boundary Layer Transition on a 10-degree Cone: Wind Tunnel/Flight Data Correlation”, *AIAA paper* 80-0154, 1980.
- [10] Malik, M. and Balakumar, P., “Instability and Transition in Three Dimensional Supersonic Boundary Layers,” *AIAA Paper* 92-5049, 1992.
- [11] Ueda, Y., Ishikawa, H., and Yoshida, K., “Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using a Navier-Stokes Code,” *Proceedings of 24th congress of International Council of the Aeronautical Science*, Yokohama, August 29- September 3, 2004-2.8.2, [CD-ROM], 2004.
- [12] Nose, A., Ishikawa, H., Ueda, Y., Murayama, T., and Tokugawa, N., “Influence of the Pressure Gradient on Compressive Boundary-Layer Transition on an Axisymmetric Body at Incidence,” *Proceedings of 2007 Annual Meeting*, Japan Society of Fluid Mechanics, [CD-ROM], 2007 (in Japanese).

- [13] Tokugawa, N., Choudhari, M., Ishikawa, H., Ueda, Y., Atobe, T., Fujii, K., Li, F., Chang, C.-L., and White, J. A., “Transition along Leeward Ray of Axisymmetric Bodies at Incidence in Supersonic Flow,” , *AIAA paper* 2012-3259, 2012.
- [14] Choudhari, M., Tokugawa, N., Li, F., Chang, C.-L., White, J. A., Ishikawa, H., Ueda, Y., Atobe, T., and Fujii, K., “Computational Investigation of Supersonic Boundary Layer Transition over Canonical Fuselage Nose Configurations,” *Proceedings of 7th International Conference on Computational Fluid Dynamics*, Hawaii, July 9-13, ICCFD7-2306, [online], 2012.
- [15] Kawai, T., “Design of the Natural Laminar Flow Nose in the Supersonic Flow”, Master Thesis, Mechanical Engineering Course, Graduate School of Science and Engineering, Aoyama Gakuin University, Japan, 2010 (in Japanese).
- [16] Tokugawa, N., Ishikawa, H., and Ueda, Y., “Design of Natural Laminar Flow Nose for Supersonic Transport by Sinusoidal Deformation”, submitted to *Koku-Uchu-Gijyutsu. (Aerospace Technology Japan, the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences)*.
- [17] Tozuka, A., “Design of the Supersonic Natural Laminar Flow Nose Based on Local Deformation”, Graduation Thesis, Physics Department, Gakushuin University. Japan, 2011 (in Japanese).
- [18] Tokugawa, N., Ishikawa, H., Tozuka, A. and Ueda, Y., “Natural Laminar Flow Nose for Supersonic Transport Designed by Use of Local Non-axisymmetric Deformation”, to appear in *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*.
- [19] Yamazaki, H., Enomoto, S. and Yamamoto, K., “A Common CFD Platform UPCAS,” *High Performance Computing, Lecture Notes in Computer Science*, Vol. 1940, 2000, pp. 182-190.
- [20] Yoshida, K., “Fundamental Study on Aerodynamic Configuration of Second Generation SST – Two Examples Based on KHI Aerodynamic Research”, *Aeronautical and Space Science Japan*, Vol.42, 1994 (in Japanese).

