

## 遷音速翼の空力特性(2017年度)

TA : 山本・平林

E-mail : yamamoto@fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp

### 1. 実験の目的

現在運行されている大型旅客機の多くは、遷音速と呼ばれるマッハ数 0.8 付近の速度で飛行している。これらの旅客機が遷音速で飛行する際に最も問題となるのは、翼面上に発生する衝撃波である。通常、マッハ数が 0.8 を越えると、この衝撃波のために抵抗がマッハ数と共に急激に増加する。この時のマッハ数を抵抗発散マッハ数と呼ぶ。これに伴い、揚力は減少する。したがって、通常の航空機はこの抵抗発散マッハ数の少し下あたりで巡航している。巡航速度は BOEING747-400 で  $M=0.85(910\text{km/h})$  , BOEING777 で  $M=0.80(870\text{km/h})$  である。



図 1. Boeing787 @Boeing

翼に沿う流れは翼面上で加速される。そのため、一様流の速度が亜音速であっても、翼面上では流れの速度が音速を越える場合がある。このときに衝撃波が生じるが、これは非線形の現象であるために解析が難しい。本実験は代表的な遷音速翼の空力特性について行う。用いる翼型はスーパークリティカル(SC)翼 SC(2)-0714 である。これらの表面圧力分布を圧力センサーにより測定し、マッハ数分布や翼に働く揚力、抗力、 $C_L-\alpha$ 、 $C_D-\alpha$ 、 $(L/D)_{\text{Max}}$  を求める。また、ピーキー翼 NPL-9510 のデータと比較し、遷音速翼の特性を理解する。

### 2. 遷音速風洞

方式	: 誘導式回流型
計測室寸法	: 縦 40cm×横 30cm
マッハ数	: $M=0.6 \sim 0.8$
レイノルズ数	: $1.6 \times 10^6$
総圧通風時間	: 10~20 秒
タンク容積	: 約 $12\text{m}^3$
設計圧力	: $40 \text{ kg/cm}^2$



図 2. 遷音速風洞

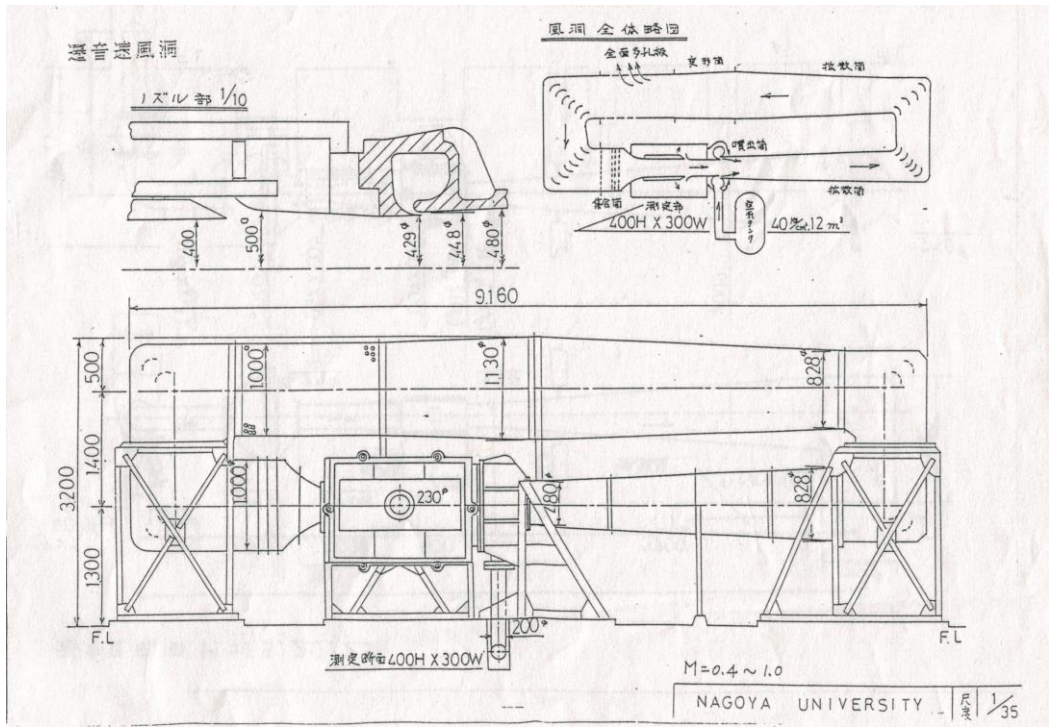


图 3. 遷音速風洞全体図

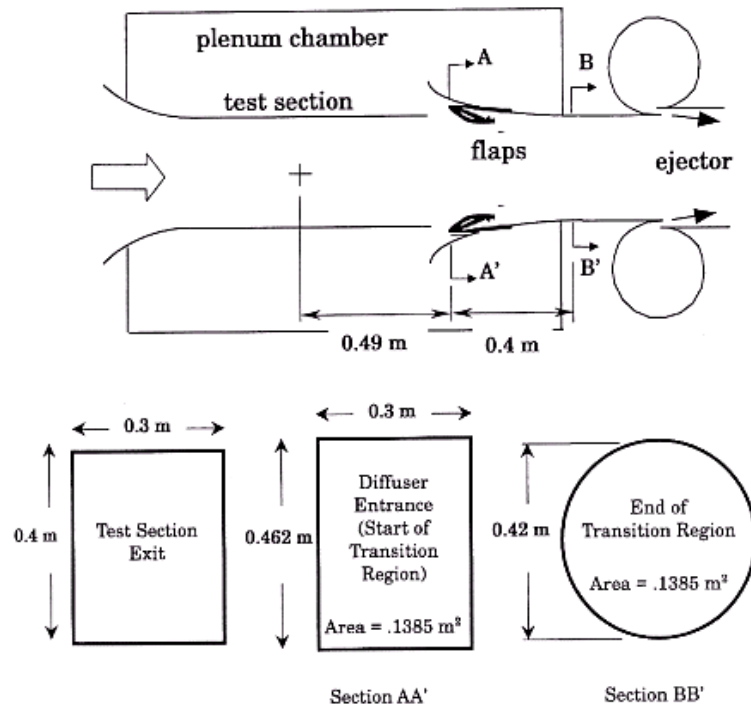


图 4. 遷音速風洞計測部

本風洞では、計測室下流に設置された環状インジェクターから高圧空気を噴出させることによって、計測室内に遷音速の流れを作り出す。計測室下流にフラップを設けて流れをチョークさせることにより、計測室内の流速を一定にすることができる。また、フラップの角度を変えることにより、計測室内での流速を変更させることができる。流れは拡散筒、回流筒を通り集合筒へ入る。回流筒と集合筒との間にブリーザーと呼ばれる壁に穴の空いた部分があり、ここから流れが外に出たり、中へ入ってきたりする。したがって、計測室に入る流れの総圧は大気圧となる。流れの乱れを防ぐために、集合筒前半部の三ヶ所に金網が設置されている。計測室の上下壁面にはスロットが設けてあり、計測室の壁の影響（壁で衝撃波が反射して模型に及ぼす影響）を除去してある。

### 3. 翼模型

翼型 : スーパークリティカル翼 SC(2)-0714  
 全幅 (スパン) : 296mm  
 翼弦 (コード) : 100mm  
 圧力孔 :  $\phi=1.0\text{mm}$ ,  
 上下面それぞれ 19 点  
 +よどみ点  
 合計 39 点  
 材質 : ジュラルミン



図 5. SC(2)-0714 翼断面図

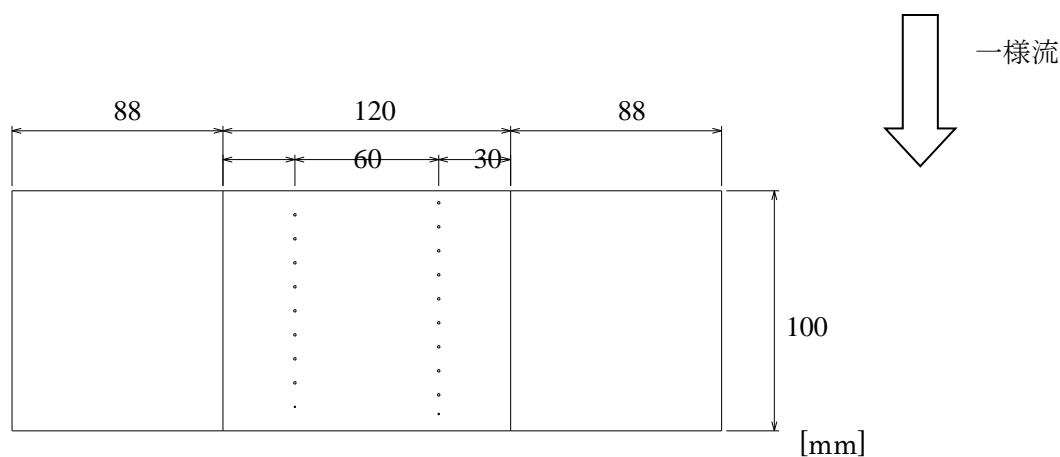


図 6. SC(2)-0714 翼模型 寸法及び圧力孔位置

※なお、SC(2)-0714 翼模型の圧力孔位置を表 2 に、座標を表 3 に示す。

## 4. 圧力センサー

圧力センサーは MIS-2500<sup>[1]</sup>(Metrodyne Microsystem Corp.製)を使用する。MIS-2500 はアナログセンサーであり、印加した圧力に比例して電圧を出力する。電圧はアナログ値であるため、AD コンバーター(ADC)によって離散化処理を行い、デジタル信号として出力する。本実験ではマイコン (ESP-WROOM-32<sup>[2]</sup>) 内臓の SAR 型 12bit ADC を用いる。デジタル化された圧力データは USB を介してパソコンに送信され、パソコン内の logging ソフトによって記録される。

各センサーは個体によってゲイン、オフセット値が異なるため、事前に較正を行う。

## 5. 実験方法

実験は圧力センサーの較正実験と、翼模型の圧力分布測定試験の 2 つに分けて行う。

### 実験 1. 較正実験

以下の手順で較正を行う。

- 1) 測定で用いる圧力センサーとリファレンス用の負圧センサーを真空ポンプ接続する。
- 2) 真空ポンプを作動させる。
- 3) 真空ポンプを止めた後、徐々に大気開放し、各圧力でデータを取得する。

### 実験 2. 圧力分布測定試験

翼表面の各圧力孔には真鍮パイプが接続されており、圧力を取り出すことが出来る。以下の手順で較正を行う。

- 1) 翼模型の圧力孔と圧力センサーを、シリコンチューブを用いて接続する。
- 2) 翼模型の迎角を設定する。
- 3) データの logging を開始する。
- 4) 通風を行い、圧力データを取得する。

[1] <http://www.metrodyne.com.tw/datasheets/en/MIS/MIS-2500series.pdf>

[2] <http://espressif.com/en/products/hardware/esp32/overview>

## 6. 実験結果の整理

風洞内の一様流の流速は総圧( $p_0$ )と風洞壁面の静圧( $p_\infty$ )から求めることができる。

本実験では等エントロピー流を仮定して、次の基本式から一様流マッハ数  $M_\infty$ 、模型表面上マッハ数及び圧力係数  $C_p$ 、臨界圧力係数  $C_{p,cr}$  を計算する。

$$M = \left[ \frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left( \frac{p_0}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right\} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty}$$

$$\left( q_\infty = \frac{\gamma M_\infty^2}{2} p_\infty \right)$$

ここで  $q_\infty$  は動圧である。

また、臨界圧力係数は、

$$C_{p,cr} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left[ \left\{ \frac{2 + (\gamma - 1) M_\infty^2}{\gamma + 1} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

で求められる。臨界圧力係数とは物体表面に沿って流れが加速し、流れの速度が音速と一致したときの圧力係数である。この圧力係数より小さい流れの領域は超音速の流れ場となる。

## 7. 課題・考察

実験結果を本研究室の HP (<http://fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp>) の学生実験(遷音速)のページからダウンロードして、各自で解析を行うこと。

### 課題 1 翼型の流れ場に関する考察

- (1). 一様流マッハ数の時間履歴を計算し、定常性について議論せよ。なお、計算に用いた式の導出・説明を合わせて述べること。ただし、流れの総圧は大気圧とする。今後の解析では風洞静定後の平均値を用いること。
- (2). 翼模型表面のマッハ数分布図を作成せよ。ただし、翼壁面での粘性の条件 ( $v_{wall} = 0$ ) を考慮しなくてよい。
- (3). 圧力係数  $C_p$  の分布図を作成せよ。また、臨界圧力係数  $C_{p,cr}$  を求め、 $C_p$  分布図の上に表示せよ。 $(C_{p,cr}$  の式は導出も示すこと)

- (4).  $C_p$  分布から揚力係数  $C_L$ , 抗力係数  $C_D$ , 揚力  $L$  [N], 抗力  $D$  [N], 揚抗比  $L/D$  を求めよ. 計算順序は任意であるが, 計算過程で用いる式は,  $C_L, C_D$  の定義に基づいて, 基準面積や, 無次元量と有次元量に注意しながら導出すること. (翼後縁などのデータが不足している部分は各自工夫して補完せよ)
- (5). (4).で導出した抗力係数  $C_D$  は実際の抗力係数とは異なる. この理由について, 抵抗の種類をもとにして説明せよ.
- (6). 迎角を変化させた実験結果 (HP からダウンロード) において上と同様の解析を行い, 迎角に対する  $C_L, C_D, L/D$  の応答をグラフで示せ. また,  $L/D$  が最大値を取る時の迎角を推定せよ.
- (7). ピーキー翼 (NPL-9510,  $C_p$  分布は HP からダウンロード) についても, (6)と同様の解析を行い,  $C_L, C_D, L/D$  の応答をグラフで示せ. また,  $L/D$  が最大値を取る時の迎角を推定せよ. さらに実験で用いたスーパークリティカル翼と比較せよ.

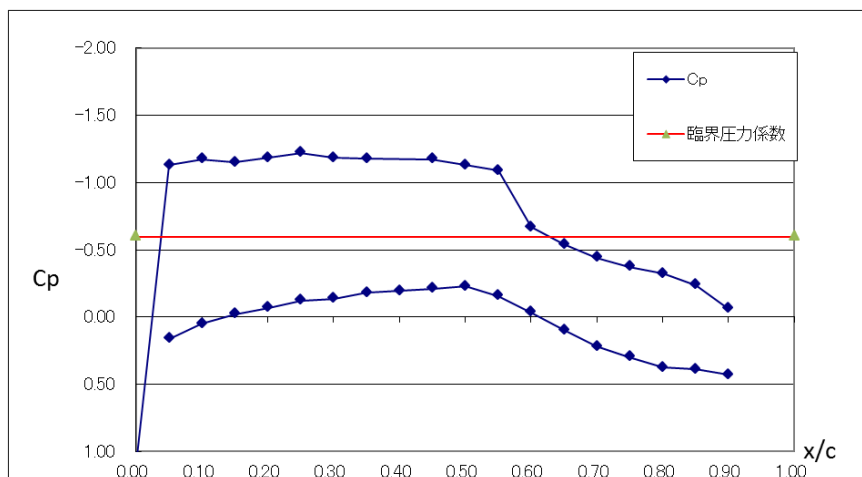


図 7. (解析結果例) 圧力係数分布 (SC 翼, 迎角 3 deg.)

## 課題2 航空機性能に関する考察

- (1). 今回の実験に用いた SC(2)-0714 は代表的な遷音速翼であるスーパークリティカル翼の一つである。遷音速設計とは何か、またスーパークリティカル翼はどのような特徴を持つか、各自文献を調査してまとめよ。また得られた実験結果と NPL-9510（この翼型の特徴についてもまとめよ。）の同じ迎角における  $C_p$  分布を比較し、衝撃波位置と衝撃波の強さなどを比較せよ。そのとき、衝撃波の強さについての判断の根拠を示すこと。NPL-9510 の詳しい形状データと  $C_p$  分布は HP 上にアップロードする。  
翼型：  
迎角：  
マッハ数：
- (2). 揚力係数  $C_L$ 、抗力係数  $C_D$  は航空機的设计においてどのような意味をもつか？また、 $L/D$ （揚抗比）は航空機の性能に関してどのような意味をもつか？飛行特性をさらに向上させるためにはどんな点を改良したらよいか？
- (3). 実機において本実験と同じ翼型を用いたとしても、本実験結果と同じデータは得られない。実機の翼の三次元性の観点からこの理由を説明せよ。

压力孔番号 SC(2)-0714

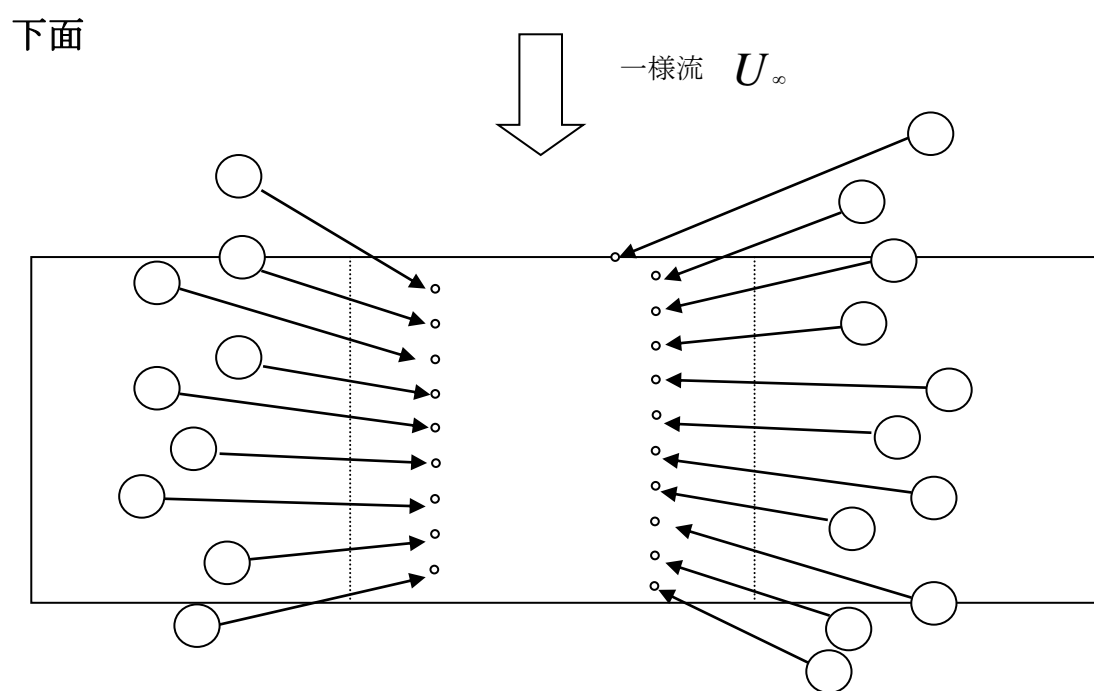
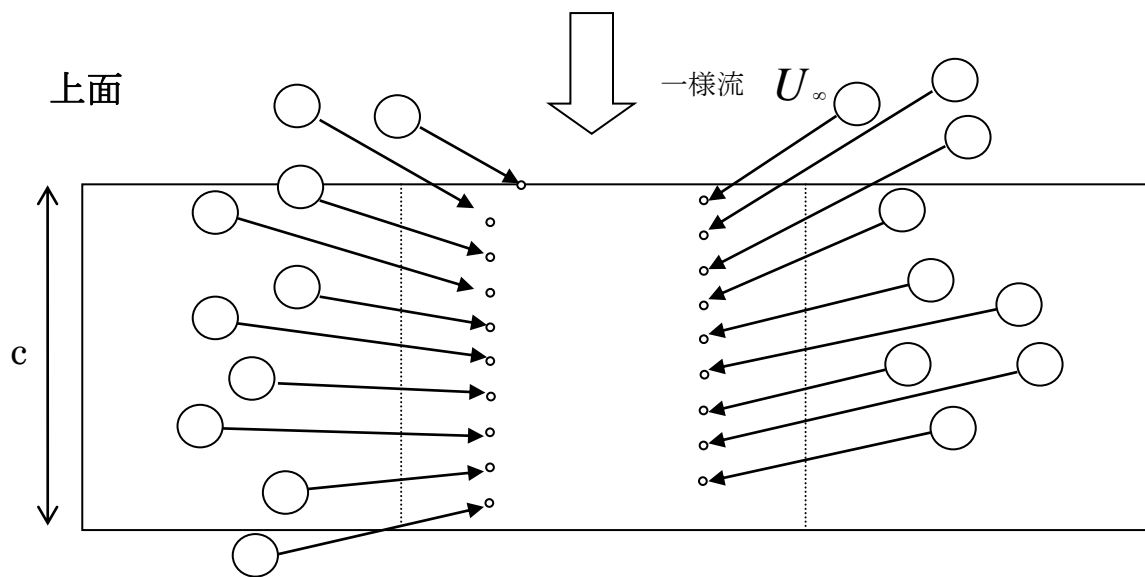




表 2 SC(2)-0714 翼模型 圧力孔位置

x

上面	
マノメータNo.	x/c
	0.00
	0.05
	0.10
	0.15
	0.20
	0.25
	0.30
	0.35
	0.40
	0.45
	0.50
	0.55
	0.60
	0.65
	0.70
	0.75
	0.80
	0.85
	0.90
	0.93

下面	
マノメータNo.	x/c
	0.00
	0.05
	0.10
	0.15
	0.20
	0.25
	0.30
	0.35
	0.40
	0.45
	0.50
	0.55
	0.60
	0.65
	0.70
	0.75
	0.80
	0.85
	0.90
	0.93

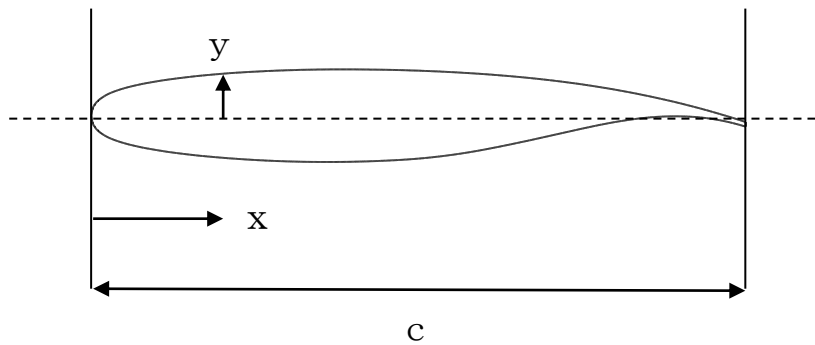


表 3 SC(2)-0714 翼模型座標

x/c	upper surface	lower surface	x/c	upper surface	lower surface
0.000	0.000	0.000	0.510	0.068	-0.064
0.002	0.011	-0.011	0.520	0.067	-0.063
0.005	0.017	-0.017	0.530	0.067	-0.062
0.010	0.022	-0.022	0.540	0.066	-0.060
0.020	0.030	-0.030	0.550	0.066	-0.059
0.030	0.035	-0.035	0.560	0.065	-0.058
0.040	0.038	-0.038	0.570	0.065	-0.056
0.050	0.041	-0.041	0.580	0.064	-0.055
0.060	0.044	-0.044	0.590	0.064	-0.053
0.070	0.046	-0.046	0.600	0.063	-0.051
0.080	0.048	-0.048	0.610	0.062	-0.049
0.090	0.050	-0.050	0.620	0.061	-0.047
0.100	0.052	-0.052	0.630	0.061	-0.045
0.110	0.054	-0.053	0.640	0.060	-0.043
0.120	0.055	-0.055	0.650	0.059	-0.041
0.130	0.056	-0.056	0.660	0.058	-0.039
0.140	0.057	-0.057	0.670	0.057	-0.037
0.150	0.059	-0.059	0.680	0.056	-0.035
0.160	0.060	-0.060	0.690	0.055	-0.033
0.170	0.061	-0.061	0.700	0.054	-0.030
0.180	0.062	-0.062	0.710	0.053	-0.028
0.190	0.063	-0.063	0.720	0.051	-0.026
0.200	0.063	-0.063	0.730	0.050	-0.024
0.210	0.064	-0.064	0.740	0.049	-0.022
0.220	0.065	-0.065	0.750	0.047	-0.019
0.230	0.065	-0.066	0.760	0.046	-0.017
0.240	0.066	-0.066	0.770	0.044	-0.015
0.250	0.067	-0.067	0.780	0.043	-0.013
0.260	0.067	-0.067	0.790	0.041	-0.011
0.270	0.068	-0.068	0.800	0.039	-0.010
0.280	0.068	-0.068	0.810	0.038	-0.008
0.290	0.068	-0.069	0.820	0.036	-0.006
0.300	0.069	-0.069	0.830	0.034	-0.005
0.310	0.069	-0.069	0.840	0.032	-0.004
0.320	0.069	-0.069	0.850	0.030	-0.003
0.330	0.069	-0.070	0.860	0.028	-0.002
0.340	0.070	-0.070	0.870	0.026	-0.001
0.350	0.070	-0.070	0.880	0.023	-0.001
0.360	0.070	-0.070	0.890	0.021	-0.001
0.370	0.070	-0.070	0.900	0.019	-0.001
0.380	0.070	-0.070	0.910	0.016	-0.001
0.390	0.070	-0.070	0.920	0.014	-0.002
0.400	0.070	-0.069	0.930	0.011	-0.003
0.410	0.070	-0.069	0.940	0.008	-0.004
0.420	0.070	-0.069	0.950	0.006	-0.005
0.430	0.070	-0.069	0.960	0.003	-0.007
0.440	0.070	-0.068	0.970	0.000	-0.009
0.450	0.069	-0.068	0.980	-0.003	-0.011
0.460	0.069	-0.067	0.990	-0.006	-0.014
0.470	0.069	-0.067	1.000	-0.010	-0.017
0.480	0.069	-0.066			
0.490	0.068	-0.065			
0.500	0.068	-0.065			

※upper surface lower surface = y/c