遷音速翼の空力特性(2016 年度)

TA：江頭

E-mail：egashira@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(910km/h)，BOEING777 で M=0.80(870km/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マノメータにより測定し，マッハ数分布や翼に働く揚力，抗力を求める．また，対称翼 NACA0012 やピーキー翼 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 ~0.8
レイノルズ数	：1.6×10^6
総圧通風時間	：10～20 秒
タンク容積	：約 $12m^3$
設計圧力	：40 kg/cm^2

図 2．遷音速風洞

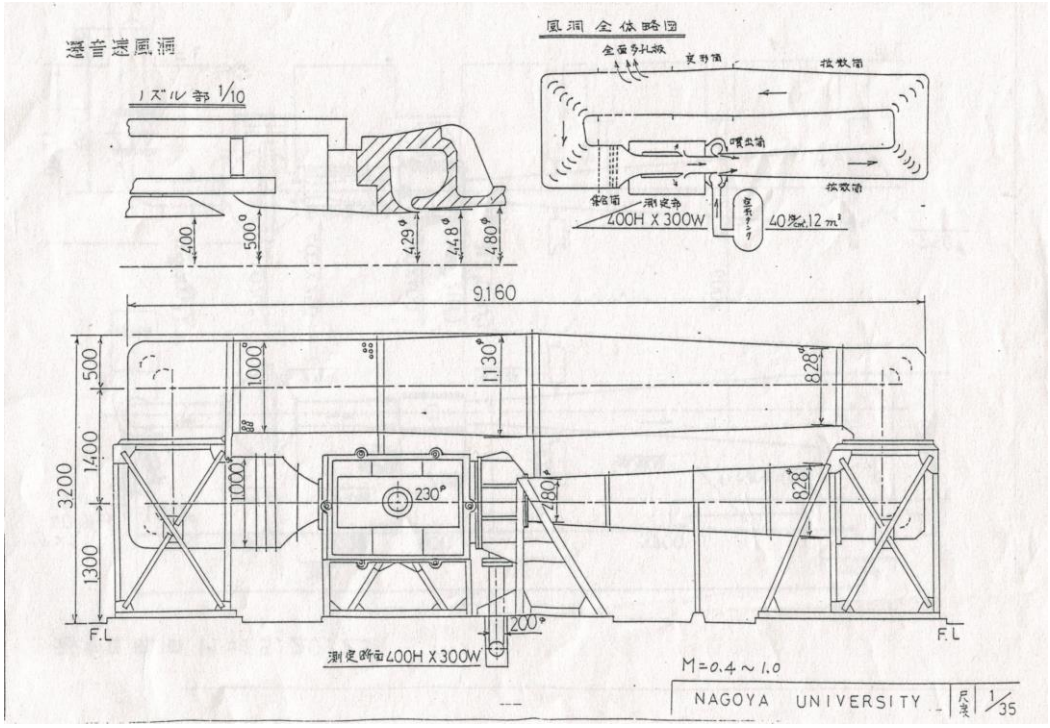


図 3. 遷音速風洞全体図

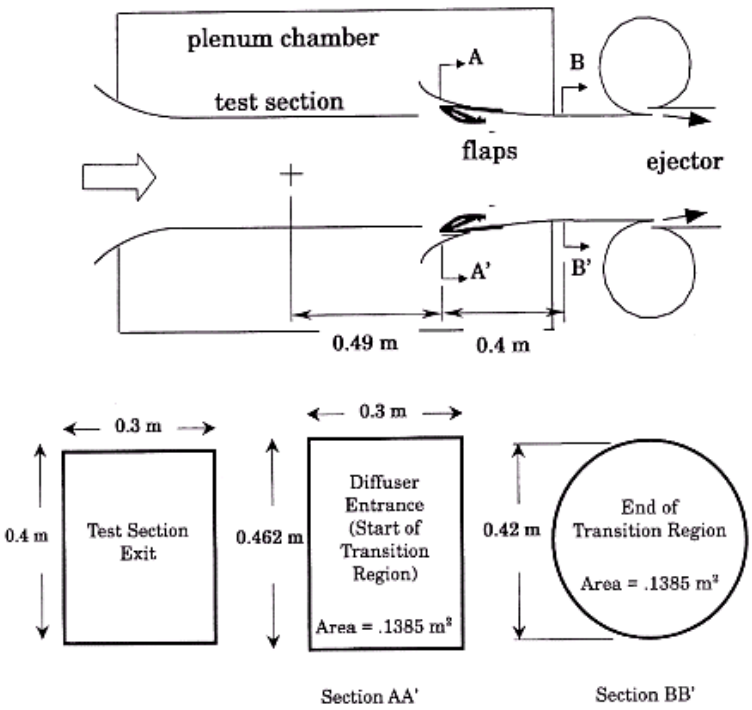


図 4. 遷音速風洞計測部

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　　：ϕ=1.0mm,
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

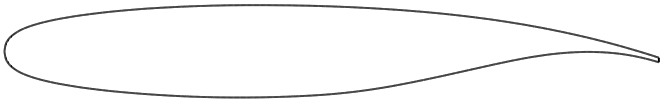


図 5．SC(2)-0714　翼断面図

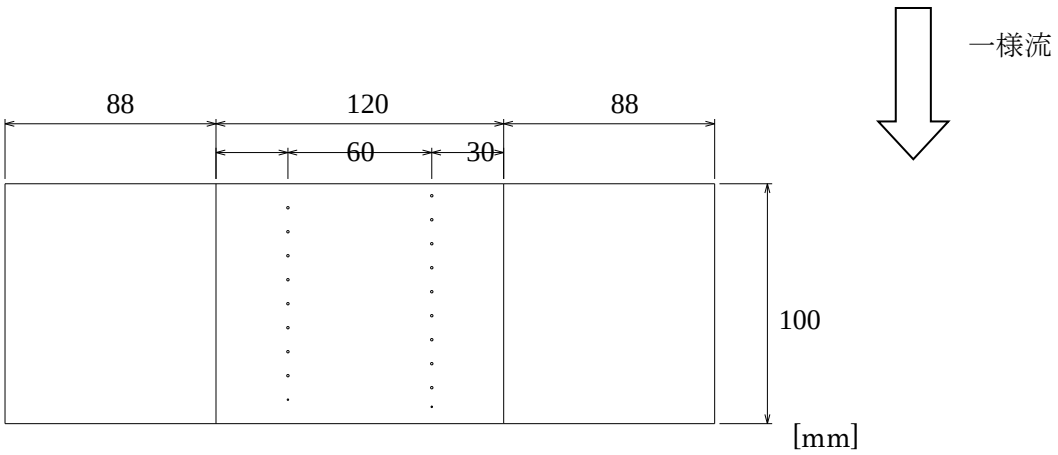


図 6．SC(2)-0714 翼模型　寸法及び圧力孔位置

※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．実験方法

迎角を考慮して翼模型を風洞計測室中央に設置する．

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．それぞれの真鍮パイプとマノメータを，ビニール管を用いて接続する．18 本のマノメータを用いて，翼表面の静圧を測定する．残り 3 本のマノメータを用いて，大気圧，総圧，風洞壁面の静圧を測定する．また，実験開始前に気圧計を用いて大気圧を測定しておく．通風中，デジタルビデオカメラを用いてマノメータの変化を記録する．同様の実験を模型下面においても行う．

図 7．多管式水銀マノメータ

５．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_∞)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_∞，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_∞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．

６．課題・考察

実験結果（マノメータの記録画像）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). 一様流マッハ数を計算する．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．

(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_{pcr} を求め，C_p 分布図の上に示せ．（C_{pcr} 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). C_L,C_D の誤差について，定量的な考察を行え．

(6). (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．

(7). 迎角またはマッハ数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，比較して考察せよ．比較する際，上記の課題で用いた図表を全て利用して，比較したい部分をわかりやすく示すこと．（C_p 分布図，臨界圧力係数，C_L，C_D の計算など）

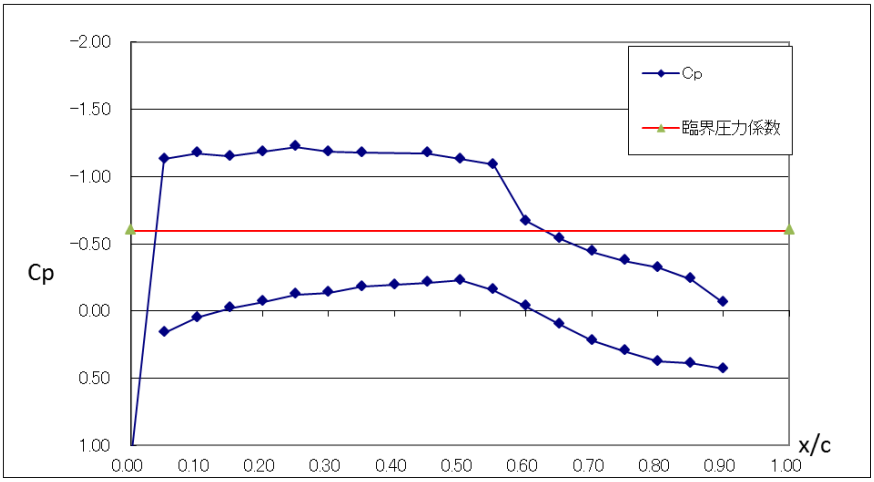


図 8.（解析結果例）圧力係数分布（SC 翼，迎角 3 deg.）

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 NACA0012 翼または NPL-9510（これらの翼型の特徴についてもそれぞれまとめよ.）の 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．NACA0012 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：

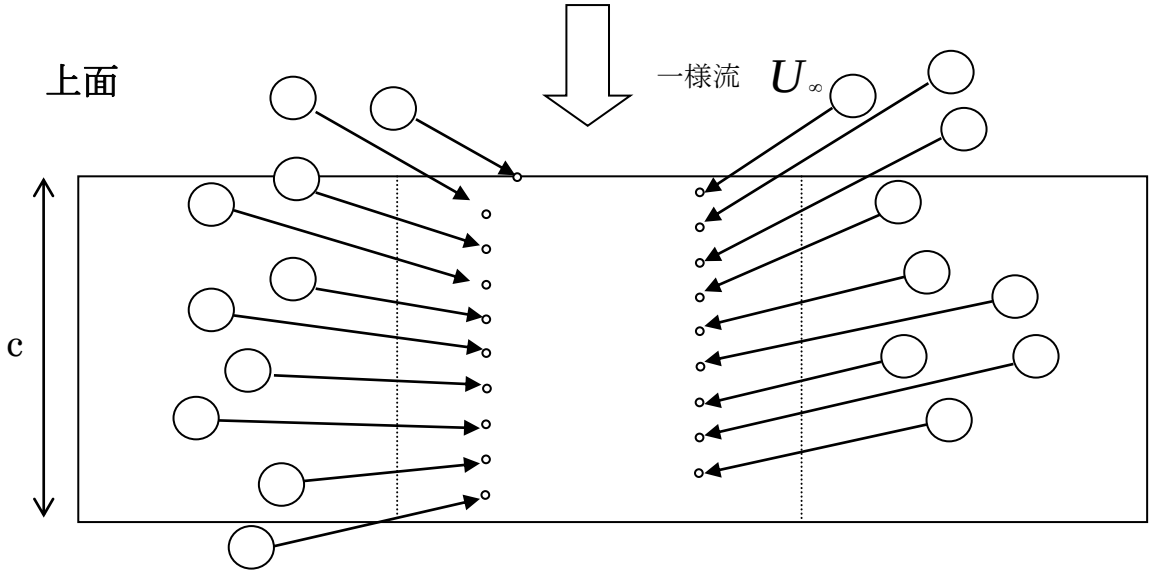
(2). 揚力係数 C_L, 抗力係数 C_D は航空機の設計においてどのような意味をもつか？また, L/D（揚抗比）は航空機の性能に関してどのような意味をもつか？飛行特性をさらに向上させるためにはどんな点を改良したらよいか？

(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．

(4). 本実験では遷音速領域における翼型を扱ったが，低速機や超音速機では異なる設計が必要となる．それぞれの速度領域の違いを言及し，それらに適した翼型についてまとめよ．また現代の航空機開発において，翼型の設計はどのように行われているか調べてまとめよ．

圧力孔番号　**SC(2)-0714**

上面



下面

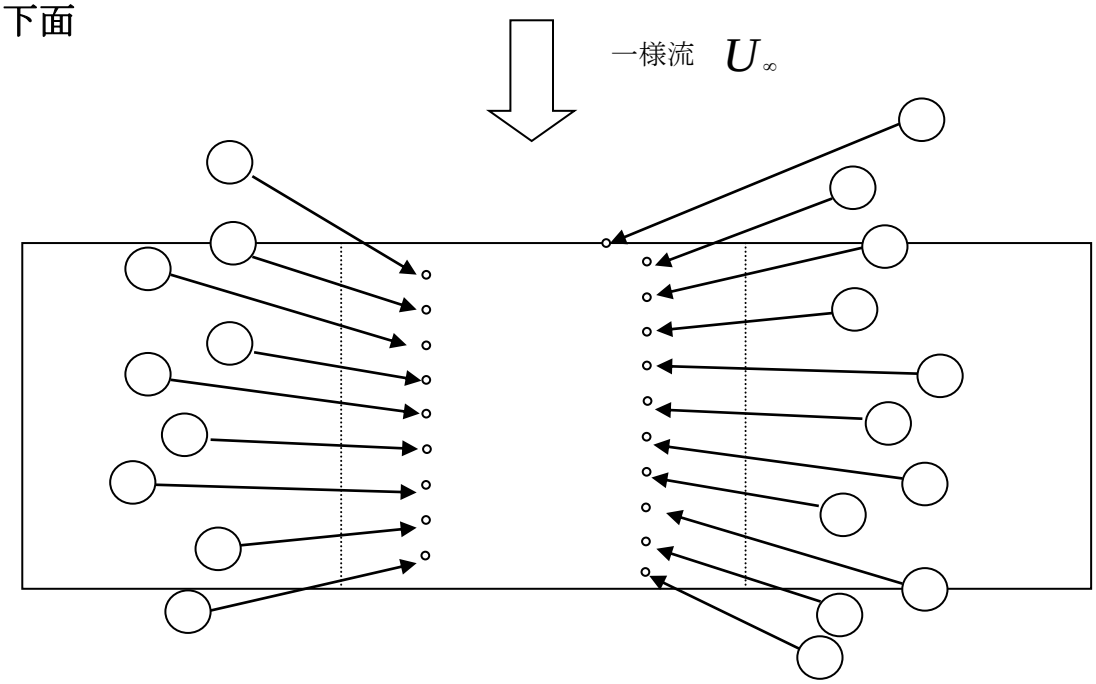


表 2　SC(2)-0714 翼模型　圧力孔位置

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

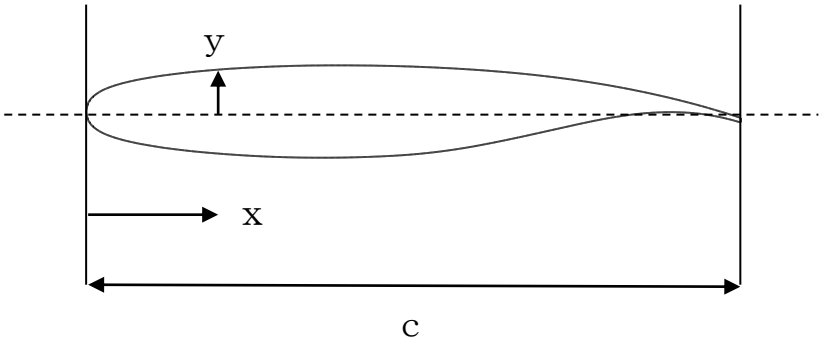


表 3 SC(2)-0714 翼模型座標

x/c	upper surface	lower surface
0.000	0.000	0.000
0.002	0.011	−0.011
0.005	0.017	−0.017
0.010	0.022	−0.022
0.020	0.030	−0.030
0.030	0.035	−0.035
0.040	0.038	−0.038
0.050	0.041	−0.041
0.060	0.044	−0.044
0.070	0.046	−0.046
0.080	0.048	−0.048
0.090	0.050	−0.050
0.100	0.052	−0.052
0.110	0.054	−0.053
0.120	0.055	−0.055
0.130	0.056	−0.056
0.140	0.057	−0.057
0.150	0.059	−0.059
0.160	0.060	−0.060
0.170	0.061	−0.061
0.180	0.062	−0.062
0.190	0.063	−0.063
0.200	0.063	−0.063
0.210	0.064	−0.064
0.220	0.065	−0.065
0.230	0.065	−0.066
0.240	0.066	−0.066
0.250	0.067	−0.067
0.260	0.067	−0.067
0.270	0.068	−0.068
0.280	0.068	−0.068
0.290	0.068	−0.069
0.300	0.069	−0.069
0.310	0.069	−0.069
0.320	0.069	−0.069
0.330	0.069	−0.070
0.340	0.070	−0.070
0.350	0.070	−0.070
0.360	0.070	−0.070
0.370	0.070	−0.070
0.380	0.070	−0.070
0.390	0.070	−0.070
0.400	0.070	−0.069
0.410	0.070	−0.069
0.420	0.070	−0.069
0.430	0.070	−0.069
0.440	0.070	−0.068
0.450	0.069	−0.068
0.460	0.069	−0.067
0.470	0.069	−0.067
0.480	0.069	−0.066
0.490	0.068	−0.065
0.500	0.068	−0.065

x/c	upper surface	lower surface
0.510	0.068	−0.064
0.520	0.067	−0.063
0.530	0.067	−0.062
0.540	0.066	−0.060
0.550	0.066	−0.059
0.560	0.065	−0.058
0.570	0.065	−0.056
0.580	0.064	−0.055
0.590	0.064	−0.053
0.600	0.063	−0.051
0.610	0.062	−0.049
0.620	0.061	−0.047
0.630	0.061	−0.045
0.640	0.060	−0.043
0.650	0.059	−0.041
0.660	0.058	−0.039
0.670	0.057	−0.037
0.680	0.056	−0.035
0.690	0.055	−0.033
0.700	0.054	−0.030
0.710	0.053	−0.028
0.720	0.051	−0.026
0.730	0.050	−0.024
0.740	0.049	−0.022
0.750	0.047	−0.019
0.760	0.046	−0.017
0.770	0.044	−0.015
0.780	0.043	−0.013
0.790	0.041	−0.011
0.800	0.039	−0.010
0.810	0.038	−0.008
0.820	0.036	−0.006
0.830	0.034	−0.005
0.840	0.032	−0.004
0.850	0.030	−0.003
0.860	0.028	−0.002
0.870	0.026	−0.001
0.880	0.023	−0.001
0.890	0.021	−0.001
0.900	0.019	−0.001
0.910	0.016	−0.001
0.920	0.014	−0.002
0.930	0.011	−0.003
0.940	0.008	−0.004
0.950	0.006	−0.005
0.960	0.003	−0.007
0.970	0.000	−0.009
0.980	−0.003	−0.011
0.990	−0.006	−0.014
1.000	−0.010	−0.017

※upper surface lower surface = y/c