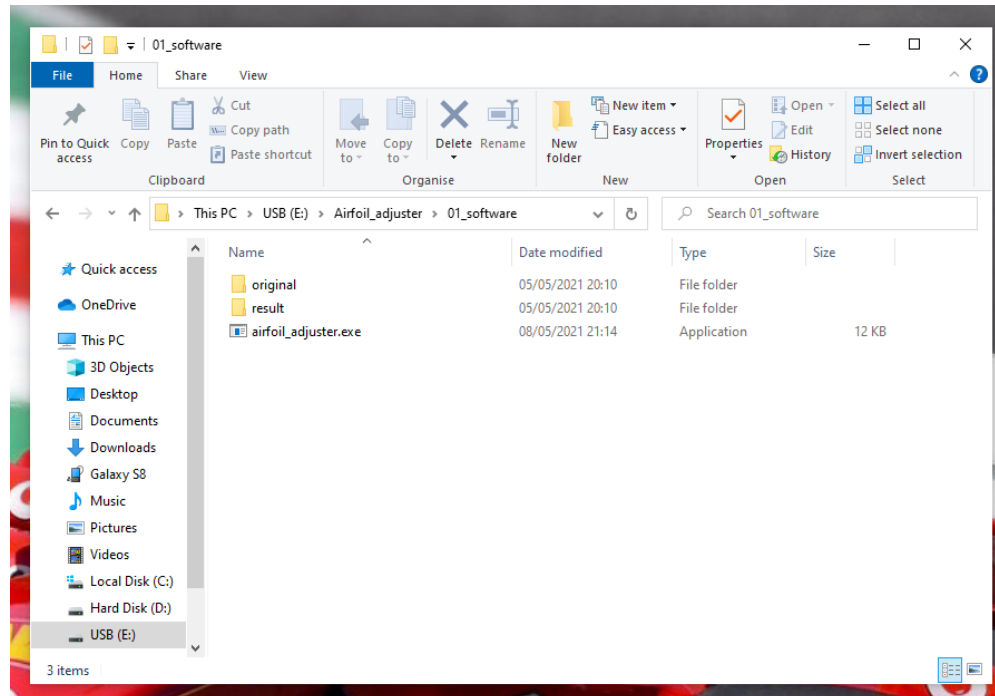


Airfoil Adjuster の使い方

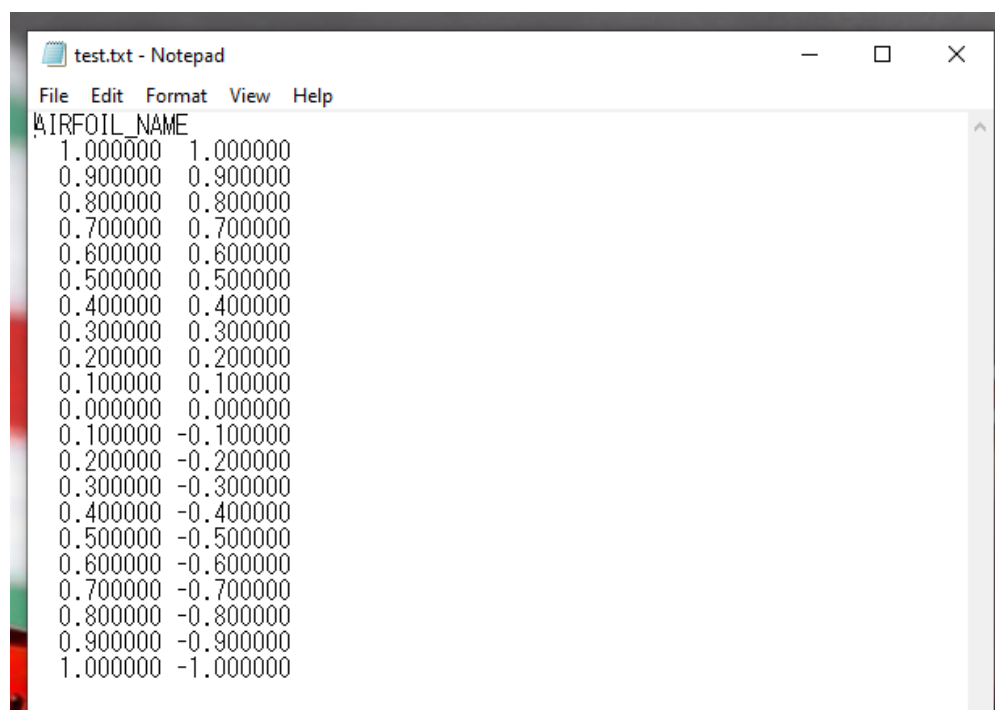
【座標データの作成】

1. "airfoil_adjuster.exe"のあるフォルダ内に"original"と"result"の2つのフォルダを作成してください。

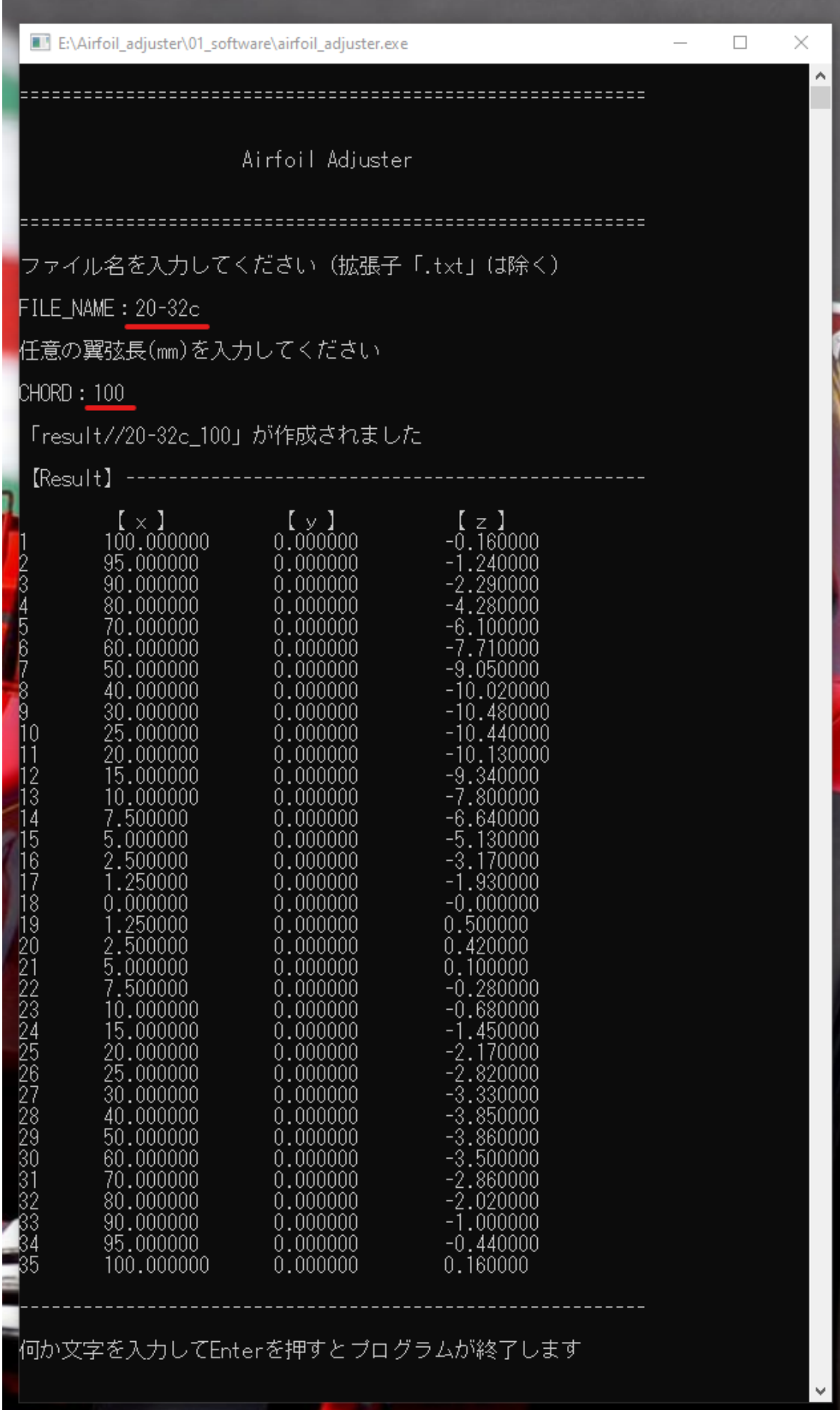


2. "original"のフォルダ内に使用したい翼型の座標を".txt"ファイル形式で保存します。

使用する .txt ファイルの 1 行目は読み飛ばされるようにしているので、翼型名を書いておくの良いです。
下図のように、1 行目に "翼型名", 2 行目以降に x,y 座標が表示されている形式で保存してください。



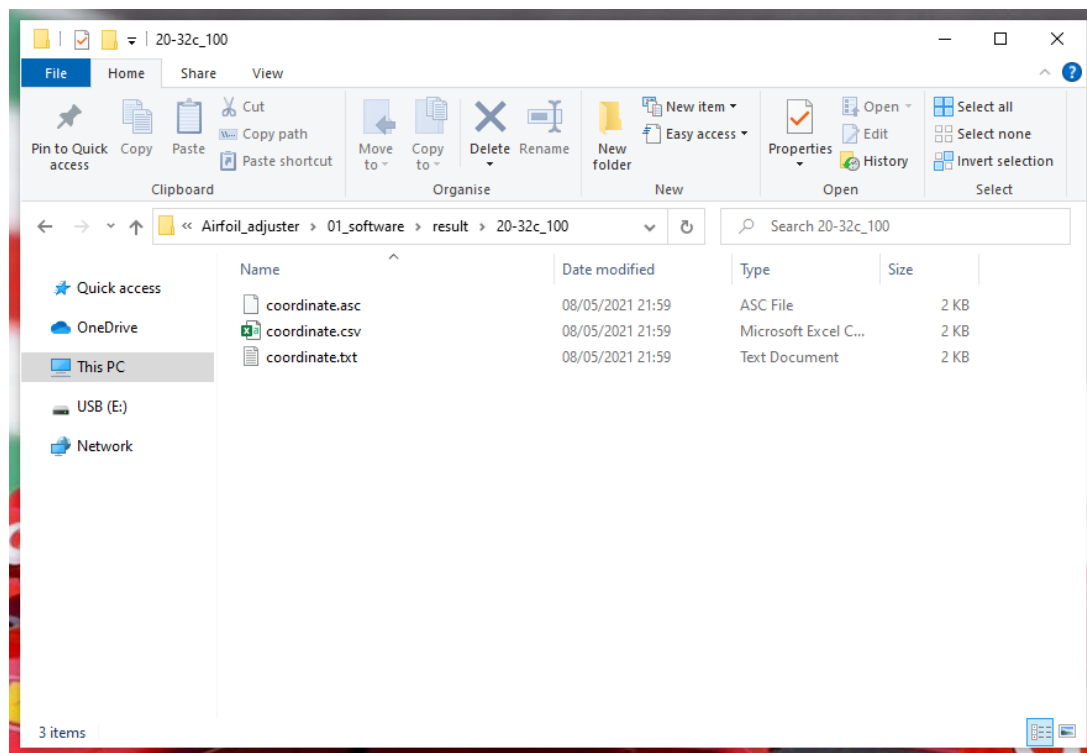
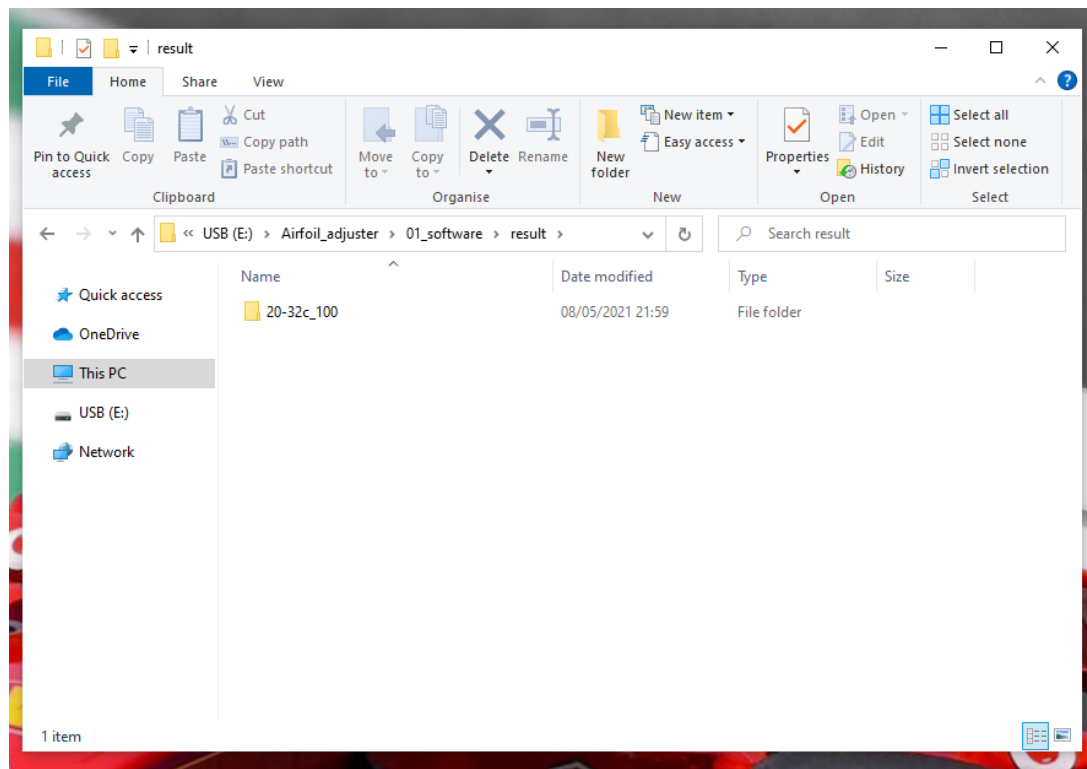
3. "airfoil_adjuster.exe"をダブルクリックして起動し、指示に従って翼型のファイル名と任意の翼弦長を入力します。
このとき、".txt"は入力しなくて大丈夫です。例)"20-32c.txt"を使用する "20-32c" のみ入力
翼弦長は半角で単位は"mm"で入力してください。
ファイルの読み込みに失敗した場合は、指示にしたがってプログラムを終了し最初からやり直してください。
4. プログラムが正常に動作している場合は、以下の画像のように結果が表示されます。
確認後、指示にしたがって終了してください。



```
E:\Airfoil_adjuster\01_software\airfoil_adjuster.exe

=====
Airfoil Adjuster
=====
ファイル名を入力してください（拡張子「.txt」は除く）
FILE_NAME : 20-32c
任意の翼弦長(mm)を入力してください
CHORD : 100
「result//20-32c_100」が作成されました
【Result】 -----
      【 x 】      【 y 】      【 z 】
1      100.000000    0.000000    -0.160000
2      95.000000     0.000000    -1.240000
3      90.000000     0.000000    -2.290000
4      80.000000     0.000000    -4.280000
5      70.000000     0.000000    -6.100000
6      60.000000     0.000000    -7.710000
7      50.000000     0.000000    -9.050000
8      40.000000     0.000000   -10.020000
9      30.000000     0.000000   -10.480000
10     25.000000     0.000000   -10.440000
11     20.000000     0.000000   -10.130000
12     15.000000     0.000000    -9.340000
13     10.000000     0.000000    -7.800000
14      7.500000     0.000000    -6.640000
15      5.000000     0.000000    -5.130000
16      2.500000     0.000000    -3.170000
17      1.250000     0.000000    -1.930000
18      0.000000     0.000000    -0.000000
19      1.250000     0.000000     0.500000
20      2.500000     0.000000     0.420000
21      5.000000     0.000000     0.100000
22      7.500000     0.000000    -0.280000
23     10.000000     0.000000    -0.680000
24     15.000000     0.000000    -1.450000
25     20.000000     0.000000    -2.170000
26     25.000000     0.000000    -2.820000
27     30.000000     0.000000    -3.330000
28     40.000000     0.000000    -3.850000
29     50.000000     0.000000    -3.860000
30     60.000000     0.000000    -3.500000
31     70.000000     0.000000    -2.860000
32     80.000000     0.000000    -2.020000
33     90.000000     0.000000    -1.000000
34     95.000000     0.000000    -0.440000
35    100.000000     0.000000     0.160000
=====
何か文字を入力してEnterを押すとプログラムが終了します
```

5. "result"のフォルダに"ファイル名"_"翼弦長"のフォルダが作成され、
その中に"asc","txt","csv"形式で翼型の座標が保存されます。



【翼型に使用する.txt データについて】

おなじみの”[Airfoil Tools](#)”を使用します。

”Airfoil search”を使用して好きな翼型を選んでください。

Airfoil Tools

Search 1638 airfoils

You have 0 airfoils loaded.
Your Reynold number range is 50,000 to 1,000,000. (info)

ENHANCED BY Google

Search

Applications

- Airfoil database search
- My airfoils
- Airfoil plotter
- Airfoil comparison
- Reynolds number calc
- NACA 4 digit generator
- NACA 5 digit generator

Information

- Airfoil data
- Lift/drag polars
- Generated airfoil shapes

Searches

- Symmetrical airfoils
- NACA 4 digit airfoils
- NACA 5 digit airfoils
- NACA 6 series airfoils

Airfoils A to Z

- A a18 to avistar (88)
- B b29root to bw3 (22)
- C c141a to curtisc72 (40)
- D dae11 to du81372 (28)
- E e1098 to esa40 (209)
- F falcon to fxs21158 (121)
- G geminism to gu255118 (419)
- H hh02 to ht23 (63)
- I isa571 to isa962 (4)
- J j5012 to joukowsk0021 (7)
- K k1 to kenmar (11)
- L l1003 to lvk80150k25 (24)
- M m1 to mue139 (95)
- N n0009sm to nplx (174)
- O oa206 to oaf139 (9)
- P p51droot to pw98mod (16)
- R r1046 to rhodsg36 (63)
- S s1010 to supermarine371ii (178)
- T tempes11 to tsagi8 (8)
- U ua2 to usnps4 (36)
- V v13006 to vr9 (17)
- W waspsm to whitcomb (4)
- Y ys900 to ys930 (3)
- List of all airfoils

Site

- Home
- Contact
- Privacy Policy

Airfoil Tools

Tools to search, compare and plot airfoils.

- [Airfoil search](#)

Search for airfoils available on the web or in online databases, filtering by thickness and camber with preview images of the airfoil sections. Download the dat file data in various formats or use the dat file data in the tools. Links to the original data source for more information. View the airfoil details page with polar diagrams for a range of Reynolds numbers.
- [Airfoil plotter](#)

View and plot a full size plan of the airfoil to your chord width. The camber, thickness can be adjusted and the pitch set to allow for wing angle of attack, wash out or wind turbine blade angle. The SVG (Scalar Vector Graphics) plan can be printed out full size or over multiple pages for large sections.
- [Airfoil comparison](#)

Plots two or more airfoils on the same plan for shape comparison. The plan can be downloaded or printed full size for better resolution. Compare lift and drag polar diagrams for a range of Reynolds numbers.
- [My airfoils](#)

Add your own airfoils so they can be used in the tools. Paste the dat file data into a form and the airfoil will be available to use in the drop down menus. There are many sources of airfoil data or the sections can be generated using tools. Currently the airfoils are only stored in your browser session and will need to be added when the browser is re-opened
- [NACA 4 digit airfoil generator](#)

Generate NACA 4 digit airfoil sections to your own specification and use them in the airfoil comparison and plotter.
- [NACA 5 digit airfoil generator](#)

Create NACA 5 digit airfoil sections to your own specification for use with the tools.
- [Reynolds number calculator](#)

Check the Reynolds number range of your wing or blade so you can select the most suitable polar diagrams.

These applications were first developed as scripts when I wanted to cut ribs and foam cores for some wind turbines I was making. The plotter was first published on [www.windandwet.com](#) where it became the most requested page used by RC model aircraft, wind turbine and yacht designers. It went through a number updates, often requested by users. When the search and comparison functions were added I decided it would be better as a stand alone web site and AirfoilTools.com was born.

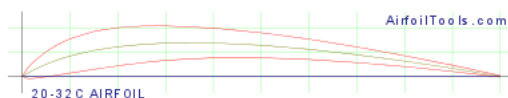
Latest updates

- Additional xfoil polars at new Ncrit values with changes to filter polars by Reynolds number and Ncrit
- Added the 'halo' option to the [airfoil plotter](#) to draw a line parallel to the airfoil envelop for wing covering or construction templates.
- Added the [NACA 5 digit airfoil generator](#)
- Added the [Reynolds number calculator](#)
- Added the [NACA 4 digit airfoil generator](#)
- Polar details page showing table of lift & drag coefficients and original polar file.
- Added [NACA 0012H](#) airfoil. A modified NACA 0012 for vertical axis wind turbines (VAWT)
- A range of Joukowski symmetrical airfoils.
- Validation of [user added](#) airfoils less rigorous.
- Polar diagrams for most airfoils generated using Xfoil.

Copyright © 2021 All Rights Reserved.
No content or images on this web site should be reproduced without permission.

その後，下図のように希望の翼型の”Airfoil details”に進んでください。

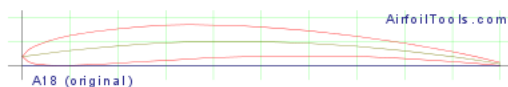
(2032c-il) 20-32C AIRFOIL



Dillner 20-32-C low Reynolds number airfoil
Max thickness 8% at 20% chord
Max camber 6.9% at 40% chord
Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)

[Airfoil details](#)
[Send to airfoil plotter](#)
[Add to comparison](#)
[Lednicer format dat file](#)
[Selig format dat file](#)
[Source dat file](#)

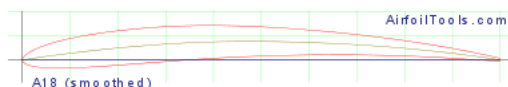
(a18-il) A18 (original)



Archer A18 F1C free flight airfoil(original)
Max thickness 7.3% at 30% chord
Max camber 3.9% at 45% chord
Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)

[Airfoil details](#)
[Send to airfoil plotter](#)
[Add to comparison](#)
[Lednicer format dat file](#)
[Selig format dat file](#)
[Source dat file](#)

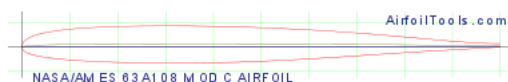
(a18sm-il) A18 (smoothed)



Archer A18 F1C free flight airfoil (smoothed)
Max thickness 7.3% at 27.1% chord
Max camber 3.8% at 49.3% chord
Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)

[Airfoil details](#)
[Send to airfoil plotter](#)
[Add to comparison](#)
[Lednicer format dat file](#)
[Selig format dat file](#)
[Source dat file](#)

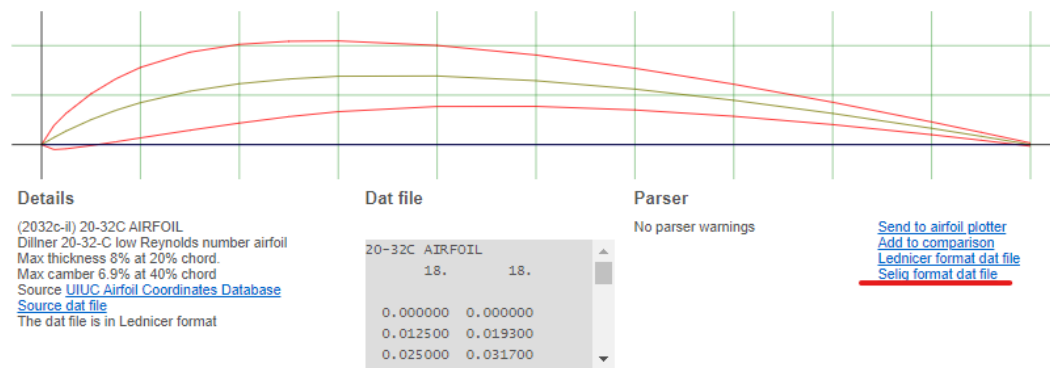
(a63a108c-il) NASA/AMES 63A108 MOD C AIRFOIL



NASA/AMES modification of the NACA 63A-108 airfoil
Max thickness 7.7% at 30% chord
Max camber 0.5% at 12.5% chord
Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)

[Airfoil details](#)
[Send to airfoil plotter](#)
[Add to comparison](#)
[Lednicer format dat file](#)
[Selig format dat file](#)
[Source dat file](#)

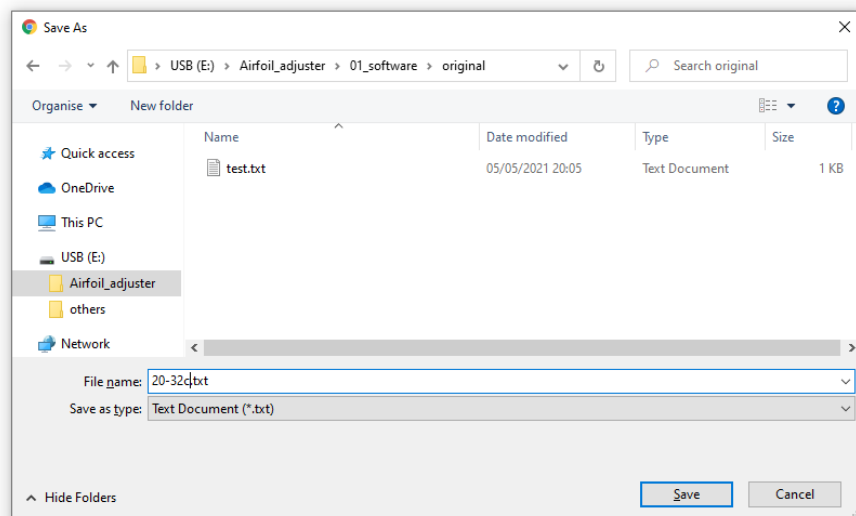
次に，”Seling format dat file”に進みます．



ブラウザ上で 1 行目に翼形名，2 行目以降に単位長で示された座標データ（0 から 1 まで）が表示されます．この画面上で”ctrl + s”を押すと，”.txt”ファイル形式で保存ができるので”original”のフォルダに保存してください．

.dat ファイル形式で保存される場合は，拡張子を”.dat” から ”.txt ”に変更してもらえれば大丈夫だと思います．

```
20-32C AIRFOIL
1.000000 0.001600
0.950000 0.012400
0.900000 0.022900
0.800000 0.042800
0.700000 0.061000
0.600000 0.077100
0.500000 0.090500
0.400000 0.100200
0.300000 0.104800
0.250000 0.104400
0.200000 0.101300
0.150000 0.093400
0.100000 0.078000
0.075000 0.066400
0.050000 0.051300
0.025000 0.031700
0.012500 0.019300
0.000000 0.000000
0.012500 -0.005000
0.025000 -0.004200
0.050000 -0.001000
0.075000 0.002800
0.100000 0.006800
0.150000 0.014500
0.200000 0.021700
0.250000 0.028200
0.300000 0.033300
0.400000 0.038500
0.500000 0.038600
0.600000 0.035000
0.700000 0.028600
0.800000 0.020200
0.900000 0.010000
0.950000 0.004400
1.000000 -0.001600
```



【ソースコード】

```

/*****
PROGRAM NAME : airfoil_adjuster.cpp
AUTHER : Masatsugu Kitadai
DATE : 5/5/2021
*****/
#include <stdio.h>
#include <stdlib.h>
#include <string.h>
#include <sys/stat.h>
#include <math.h>
#include <direct.h>
#define num 1000

double coordinate[num][3];
char airfoil_name[100];
char buf[128];
char read_file[100];
char output_file_csv[100];
char output_file_xlsx[100];
char output_file_txt[100];
char output_file_asc[100];
char folder_name[100];
char space[1000];

FILE* read;
FILE* output;
/***** MAIN *****/
int main()
{
    // デザイン
    printf("\n=====\\n\\n");
    printf("\n Airfoil Adjuster \\n\\n");
    printf("\n=====\\n\\n");

    int i, chord;
    double x, y;

    i = 0;

    // 読み込むファイルを指定する
    printf("ファイル名を入力してください ( 拡張子 「.」 は除く ) txt\\n\\n");
    printf(" : FILE_NAME");
    scanf("%s", airfoil_name);

    // 入力・出力ファイル名の指定

    sprintf(read_file, "original//%s.txt", airfoil_name);

    // 読み込むファイルを開く

    read = fopen(read_file, "r");
    if (read == NULL)
    {
        printf("\\ファイルが開けません n\\n");
        printf("最初からやり直してください (\\n\\n");
        printf("何か文字を入力して (\\を押すとプログラムが終了します Enter\\n");
        scanf("%s", space);
        exit(0);
    }

    // 最初の行を読み飛ばす 1

    fgets(buf, sizeof(buf), read);

```

```

// 最後の行以外を読み込み、配列に格納する

while (fscanf(read, "%lf %lf", &x, &y) != EOF)
{
    i = i + 1;
    coordinate[i][1] = x;
    coordinate[i][2] = 0;
    coordinate[i][3] = y;
}

// "EOFで判別できない最後の行を読み込む"

fscanf(read, "%lf %lf", &x, &y);
i = i + 1;
coordinate[i][1] = x;
coordinate[i][2] = 0;
coordinate[i][3] = y;

fclose(read);

// 配列の大きさを決定

int data_long;
data_long = i;

// 翼弦長を指定する
printf("\n任意の翼弦長 n(mm)を入力してください\n\n");
printf(" : CHORD");
scanf("%d", &chord);

// "z座標の上下を反転させる"

for (i = 0; i < data_long; i++)
{
    coordinate[i][3] = (-1.0) * coordinate[i][3];
}

// 指定された翼弦長に修正する

for (i = 1; i < data_long; i++)
{
    coordinate[i][1] = chord * coordinate[i][1];
    coordinate[i][3] = chord * coordinate[i][3];
}

// 保存するディレクトリを作成

sprintf(folder_name, "result//%s_%d", airfoil_name, chord);

if (_mkdir(folder_name) == 0)
{
    printf("\n「%s」が作成されました s\n", folder_name);
}
else
{
    printf("\n「%s」はすでに作成されています s\n", folder_name);
}

// 書き込むファイルの名前を指定する

sprintf(output_file_csv, "result//%s_%d//coordinate.csv", airfoil_name, chord);
// sprintf(output_file_xlsx, "result//%s_%d//coordinate.xlsx", airfoil_name, chord);
sprintf(output_file_txt, "result//%s_%d//coordinate.txt", airfoil_name, chord);
sprintf(output_file_asc, "result//%s_%d//coordinate.asc", airfoil_name, chord);

// それぞれのファイルに書き込む

```

```

//csv ファイル

output = fopen(output_file_csv, "w");

for (i = 1; i < data_long; i++)
{
    fprintf(output, "X,%lf,Y,%lf,Z,%lf\n", coordinate[i][1], coordinate[i][2], coordinate[i][3]);
}

fclose(output);

//xlsx ファイル
/*
output = fopen(output_file_xlsx, "w");

for (i = 1; i < data_long; i++)
{
    fprintf(output, "X,%lf,Y,%lf,Z,%lf\n", coordinate[i][1], coordinate[i][2], coordinate[i][3]);
}

fclose(output);
*/

//txt ファイル

output = fopen(output_file_txt, "w");

for (i = 1; i < data_long; i++)
{
    fprintf(output, "X\t%lf\tY\t%lf\tZ\t%lf\n", coordinate[i][1], coordinate[i][2], coordinate[i][3]);
}

fclose(output);

//asc ファイル

output = fopen(output_file_asc, "w");

for (i = 1; i < data_long; i++)
{
    fprintf(output, "X\t%lf\tY\t%lf\tZ\t%lf\n", coordinate[i][1], coordinate[i][2], coordinate[i][3]);
}

fclose(output);

// アプリケーションに出力

printf("\n【】 nResult-----\n\n");

printf("\n【t x】\t【t y】\t【t z】\n");

for (i = 1; i < data_long; i++)
{
    printf("%d\t%lf\t%lf\t%lf\n", i, coordinate[i][1], coordinate[i][2], coordinate[i][3]);
}

printf("\n-----\n\n");

printf何か文字を入力して（"を押すとプログラムが終了します Enter\n");
scanf("%s", space);

return (0);
}

```
