

5

CFD ワークショップ課題募集: CFD は翼型失速角を予測できるか?

Call for Papers: CFD Workshop on 2D Airfoil Stall Prediction: Can CFD predict Airfoil Stall Angle?

廣瀬直喜* 中橋和博** 吉田憲司* 松尾裕一* 岩宮敏幸*
 * 航空宇宙技術研究所 **東北大学
 Hirose, Naoki* Nakahashi, Kazuhiro** Yoshida, Kenji*
 Matsuo, Yuichi* Iwamiya, Toshiyuki*
 * NAL ** Tohoku University

1. はじめに

昨年度シンポジウムで CFD Workshop on Web 計画について報告した。準備が遅れ、今回の C F P が最初の課題になります。過去に遷音速、極超音速、高エンタルピ流など、さまざまな航空宇宙空力学的 CFD ワークショップを行い、CFD の信頼性の検証に有意義な成果を得てきました。その結果からも判るように、今日の CFD は設計点条件での翼型、翼、あるいは航空機、宇宙機全体周りの流れは実に精度良く予測できるまでになっている。しかしながら、逆に考えると航空機の設計点条件での計算は Navier-Stokes 計算そのものが必ずしも必要でないともいえる。むしろ大迎角時の大きな剥離を伴う場合等、非設計点条件で今日の CFD がどこまで精度良く流れ場を予測できるかが問われているのではないのでしょうか?

2. 課題の目的

翼の失速特性を得るための大迎角流れ解析は 2 次元流れは勿論、3 次元流れ解析も従来から多く試みられており、あたかも解決済のような印象さえ与えますが、解析結果の定量的な信頼性となると、必ずしもそうではありません。そこで今回の企画では航空機の失速特性に重要な情報である低速での翼型失速角の予測を CFD でどこまで行うことが出来るのか、その現状を把握し、改善のための指針を明らかにしてゆくことを目的として以下の課題を提案します。本来なら SST 空力設計など 3 次元性の強い剥離、失速が強い関心をもたれるものですが現在の計算機でも手間がかり必ずしも容易ではないため、まず 2 次元特性を取り上げるものです。

そこで失速特性の異なる代表的な 2 次元翼型 3 種類を対象に CFD 解析を行い、その失速特性: 失速角をどの程度の精度で予測できるかを探ります。このワークショップにより失速角の精度良い予測のために必要な格子解像度、乱流モデル、計算アルゴリズム、等の知見が期待されます。また場合によっては 3 次元性をも議論する必要があるかも知れないが今回はとりあえず 2 次元翼を対象とします。

3. 課題翼型

課題翼型は以下の 3 種類とする。

A1 NACA63₃-018

A2 NACA63₁-012

A3 NACA64A-006

これら翼型の座標値は文献 1 p.339, 337, 354 にそれぞれ出ている。文献 2 によればそれぞれ、後縁失速型、前縁失速型、薄翼失速型の失速特性をもち、文献 2 p.148 に説明と文献 3 の実験結果図があるので参照されたい。

4. 計算条件

Reynolds 数 5.8 million (気流温度は特に指定せず、常温で可)

Mach 数 低速流れ(非圧縮流コードでも圧縮流コードでも可、後者の場合、**Mach 数 0.3** 以下とする)

翼表面ラフネスなし、すなわち自然乱流遷移条件とする
 ただし完全乱流モデルしか計算出来ないコードの場合はその旨を明記した上で応募することは可

迎角 α 翼型 A1, A2 は **-1 - 20deg/1deg** 刻み
 翼型 A3 は **-1 - 12deg/1deg** 刻みの計算を行う。ただし計算で得た失速角付近 **+2deg** の範囲は **0.5 deg** 刻みで細かに再計算を行う。

5. 計算手法

流体力学方程式モデル、乱流モデル、計算手法 (FDM, FVM, FEM, その他) などは任意で特に制限をつけません。一応 **Reynolds-Averaged Navier-Stokes** コードを想定するが、他の方法でもかまいません。興味ある課題としてチャレンジしてみたいという応募を歓迎します。

格子形成法も格子数も自由とします。格子数依存性を明らかにした応募も歓迎します。

6. 結果の提示

結果は来年のシンポジウムワークショップで論文発表してもら
うほか、結果の合同検討の為に以下の提示を求めます。また **NAL homepage** "CFD Workshop on Web" でも受け付け、結果は Web で
公表します。ここでは FDM 解析を想定していますが、他の方法
の場合、提出可能な説明と結果だけで可。

1. 解法の説明

方程式 スキーム
時間刻み法 (局所, 物理) の区別
翼表面, 遠方境界条件
乱流モデル 乱流遷移判定法, など

2. 格子形成法

格子形成法の概要
格子数(全体, 翼上)
最小格子幅 (翼面, 垂直両方向)

3. 提出図 (各翼型について、紙に印刷したもの)

1. 計算ケース一覧表 (翼型名, 迎角, 空力特性, など),
2. 特記事項 (コメント)

3. 翼型近傍格子図 (Fig.1)

($x=-0.3$ to $+1.3$, $y=-0.75$ to $+0.75$)

翼弦長 $C=10\text{cm}(x=0.0 - 1.0)$ とする

4. 空力特性図

揚力 C_l vs α (Fig.2-A)
抗力 C_d vs α (Fig.2-B)
モーメント C_m vs α (Fig.2-C)
総合図 (Fig.2-D)
Fig.2-A,B,C を 1 つの図にまとめたもの
スケールは
横軸 $\alpha = -2 - +20^\circ$, $10\text{cm}/20^\circ$
縦軸 $C_l = -0.5 - 1.5 \sim 2.0$ $10\text{cm}/C_l = 1.0$
 $C_d = -0.05 - 0.10 \sim 0.15$ $10\text{cm}/C_d = 0.1$
 $C_m = -0.5 - 1.5 \sim 2.0$ $10\text{cm}/C_m = 1.0$

揚抗比図 C_l vs C_d (Fig.2-E)

スケールは

横軸 $C_d = 0 - 0.07$, $10\text{cm}/C_d = 0.05$

縦軸 $C_l = 0 - 1.5$, $10\text{cm}/C_l = 1.0$

5. 各迎角での圧力分布図 C_p vs x

翼型 A1, A2 は二つの図に分け

$\alpha = -1 - +10^\circ$ (Fig.3-A)

$\alpha = 11 - +20^\circ$ (Fig.3-B)

をまとめてプロットする

スケールは横軸 翼弦長 $C=10\text{cm}(x=0.0 - 1.0)$

縦軸 $C_p + 1 - -5$ ($C_p = 5.0/10\text{cm}$)

翼型 A3 は

$\alpha = -1 - +12^\circ$ (Fig.3-A)

をまとめてプロットする

スケールは横軸 翼弦長 $C=10\text{cm}(x=0.0 - 1.0)$

縦軸 $C_p + 1 - -5$ ($C_p = 5.0/10\text{cm}$)

なお詳細を示すために異なるスケールの図を
追加添付してもよい。

6. 最大揚力点と前後 1deg での圧力分布比較図 (Fig.4)

C_p vs x

本図は Fig.3 から最大揚力点と前後 1deg の圧
力分布を抜き出して比較する図である。スケールは同上

7. 最大揚力点と前後 1deg での空間圧力分布 C_p 等高線図

(Fig.5-A 最大揚力点の図)

(Fig.5-B 最大揚力点前 1deg の図)

(Fig.5-C 最大揚力点后 1deg の図)

翼型近傍格子図のスケールで等圧力線図

等高線間隔 0.1, あるいは応募者の判断で

(周期的)非定常解の場合は非定常の様子を適
当なタイムスライス位相角での瞬間図

8. 最大揚力点と前後 1deg での空間マッハ数分布 M 等高線図

(Fig.6-A 最大揚力点の図)

(Fig.6-B 最大揚力点前 1deg の図)

(Fig.6-C 最大揚力点后 1deg の図)

スケール同上

等高線間隔 0.05, 非定常な場合は瞬間図や周
期的な位相角度での図複数添付も可

7. 境界層特性分布図 (最大揚力点と前後 1deg)

Reynolds 数で正規化した摩擦係数 $C_f \text{Re}^{1/2}$

形状パラメータ H

排除厚 δ^*

をまとめて横軸 翼弦長 $C=10\text{cm}(x=0.0 - 1.0)$

に対してプロットする

(Fig.7-A 最大揚力点の図)

(Fig.7-B 最大揚力点前 1deg の図)

(Fig.7-C 最大揚力点后 1deg の図)

スケールは

横軸 翼弦長 $C=10\text{cm}(x=0.0 - 1.0)$

縦軸 $C_f \text{Re}^{1/2} = 0 - 40$ ($C_f \text{Re}^{1/2} = 20/10\text{cm}$)

$H = 0 - 8$ ($H = 4/10\text{cm}$)

排除厚 $\delta^* = 0 - 0.04$ ($\delta^* = 0.02/10\text{cm}$)

図は縦 A4 用紙に 1 図づつ、右下に応募番号、氏名、図
番を記入すること。

なお、主催者自身確認のための解析は行っていないの
で、図のスケールが不適當の場合が考えられる。そのよ
うな場合は問い合わせされたい。また変更を行う場合は
応募者に連絡する。

4. 提出データファイル

翼表面格子座標

提出図 # 1 - 7 に対応する TIF 図形ファイル

提出図 # 2 - 4, # 7 に対応するデータセット

(FORTRAN で読める ASCII text 形式)

詳細は追加, 変更を含めて追って公表する

7. 応募締め切り

纏めの都合上 2000年2月末日とする

8. 問合せ先

cfid-wksp@nal.go.jp

参考文献

1. Ira H.Abbott, "Theory of Wing Section", Dover Pub. 1959.
2. 山名正夫, 中口博, "飛行機設計論", 4.5章 翼型の失速性, 養賢堂, 1980.
3. McCollough, G.B., and Gault, D.E., "Examples of three representative types of airfoil-section stall at low speed, NACA TN2502, 1951.

これらは対称翼型である

付表 A1 翼型座標 NACA63₃-018

付表 A2 翼型座標 NACA63₁-012

付表 A3 翼型座標 NACA64A-006

NACA633018		BCFOIL=8
26		NU
0.00000	0.00000	1
0.00500	0.01404	2
0.00750	0.01713	3
0.01250	0.02217	4
0.02500	0.03104	5
0.05000	0.04362	6
0.07500	0.05308	7
0.10000	0.06068	8
0.15000	0.07225	9
0.20000	0.08048	10
0.25000	0.08600	11
0.30000	0.08913	12
0.35000	0.09000	13
0.40000	0.08845	14
0.45000	0.08482	15
0.50000	0.07942	16
0.55000	0.07256	17
0.60000	0.06455	18
0.65000	0.05567	19
0.70000	0.04622	20
0.75000	0.03650	21
0.80000	0.02691	22
0.85000	0.01787	23
0.90000	0.00985	24
0.95000	0.00348	25
1.00000	0.00000	26

L.E.radius:2.120 percent C
NACA633-018
Basic Thickness Form

NACA631012		BCFOIL=8
26		NU
0.00000	0.00000	1
0.00500	0.00985	2
0.00750	0.01194	3
0.01250	0.01519	4
0.02500	0.02102	5
0.05000	0.02925	6
0.07500	0.03542	7
0.10000	0.04039	8
0.15000	0.04799	9
0.20000	0.05342	10
0.25000	0.05712	11
0.30000	0.05930	12
0.35000	0.06000	13
0.40000	0.05920	14
0.45000	0.05704	15
0.50000	0.05370	16
0.55000	0.04935	17
0.60000	0.04420	18
0.65000	0.03840	19
0.70000	0.03210	20
0.75000	0.02556	21
0.80000	0.01902	22
0.85000	0.01274	23
0.90000	0.00707	24
0.95000	0.00250	25
1.00000	0.00000	26

L.E.radius: 1.087 percent C
NACA631-012 Basic Thickness Form

NACA64a006		BCFOIL=8
26		NU
0.00000	0.00000	1
0.00500	0.00485	2
0.00750	0.00585	3
0.01250	0.00739	4
0.02500	0.01016	5
0.05000	0.01399	6
0.07500	0.01684	7
0.10000	0.01919	8
0.15000	0.02283	9
0.20000	0.02557	10
0.25000	0.02757	11
0.30000	0.02896	12
0.35000	0.02977	13
0.40000	0.02999	14
0.45000	0.02945	15
0.50000	0.02825	16
0.55000	0.02653	17
0.60000	0.02438	18
0.65000	0.02188	19
0.70000	0.01907	20
0.75000	0.01602	21
0.80000	0.01285	22
0.85000	0.00967	23
0.90000	0.00649	24
0.95000	0.00331	25
1.00000	0.00013	26

L.E.radius:0.246 percent C
T.E.radius:0.014 percent C
NACA64A006 Basic Thickness Form

App 1 翼型座標に関する補足説明

翼型座標は付表 A1-A3 が原本であり、基本である。ただこれらの座標は古いデータのため点数も少なく、解析に使うにはなんらかの内挿法で点数を増やす必要もあろう。しかしその方法、点数などは、その解析結果を含めて、一切、応募者の判断にまかせられるべきものであり、委員会は特定の方法を指定するものではない。そこで内挿したデータ提供を望む応募者の“参考”のため、ふたつの座標データ算出法および格子形成法を提示するが、委員会はこれらの方法が最適であることを保証するものではない。

A1-1 等角写像法 (Imai 法) による座標データ算出法
(提供 吉田 憲 司)

1. 詳細データの作成方法

Theory of Wing Section¹⁾の座標データ (翼弦方向に 26 点) を基に等角写像法 (Imai 法²⁾) で写像係数を求め、以下の諸式で座標データを構成した。

$$\bar{x}(\theta) = P_{-1} \cos \theta - Q_{-1} \sin \theta + P_0 + \sum_{n=1}^N \{ P_n \cos(n\theta) + Q_n \sin(n\theta) \}$$

$$\bar{y}(\theta) = Q_{-1} \cos \theta + P_{-1} \sin \theta + Q_0 + \sum_{n=1}^N \{ Q_n \cos(n\theta) - P_n \sin(n\theta) \}$$

where $\bar{x} \equiv \frac{x}{c}$: chordwise coordinate

$\bar{y} \equiv \frac{y}{c}$: thickness coordinate

$$0 \leq \theta \leq 2\pi \begin{cases} \theta = 0 \text{ or } 2\pi & : \text{ trailing edge} \\ \theta = \pi + \delta & : \text{ leading edge} \\ \delta = 0 \text{ for symmetric airfoil} \end{cases}$$

文献 1) I.H. Abbott & A.E. von Doenhoff : Theory of Wing Section, 前出

2) 今井功 : 任意翼型の理論、日本航空学会誌、第 9 巻、第 88 号、p.965、1942

2. 結果 : 各翼型毎の等角写像の係数を以下にまとめる (N=7 のケース)。

係数	NACA 63 ₃ -018	NACA 63 ₁ -012	NACA 64A-006
P ₋₁	0.2829001	0.2719595	0.2615017
P ₀	0.4769726	0.4842528	0.4934135
P ₁₂	0.0	0.0	0.0
P ₁	0.2079396	0.2222363	0.2358057
P ₂	2.2580320E-02	1.5497084E-02	6.2370608E-03
P ₃	9.1880159E-03	5.9709582E-03	2.6966596E-03
P ₄	5.6193658E-04	2.7643197E-04	1.9563040E-04
P ₅	-6.9254216E-05	-1.4753202E-04	-1.0461309E-04
P ₆	-1.1487249E-04	-2.6337946E-05	1.5382493E-04

P ₇	4.1556457E-05	-1.9270523E-05	1.0058073E-04
Q ₋₁	-2.6917450E-09	2.2207696E-09	7.5985995E-10
Q ₀	1.4613938E-10	-2.9072419E-10	-8.5658799E-11
Q ₁₂	0.0	0.0	0.0
Q ₁	1.7868103E-09	-1.0389389E-09	1.2962784E-10
Q ₂	-9.6620240E-11	-1.7158808E-10	4.7994737E-11
Q ₃	5.1036986E-10	-6.7541424E-11	1.2049782E-10
Q ₄	-1.1494597E-09	3.1548636E-10	2.9753480E-10
Q ₅	-3.9061207E-10	7.2314550E-11	-2.5516164E-10
Q ₆	2.4701774E-10	2.5222430E-10	1.5287092E-10
Q ₇	-1.0680452E-10	9.5520696E-11	-9.4115347E-11
δ	1.3965005E-08	-1.0040650E-08	-8.9847134E-09

3. 算出座標のデータセット (Δθ=1°)

上記の計算式で任意点数の座標を構成できるが、Δθ=1°のサンプルは頁制約上掲載を省略するが Web には提示する。また希望者には座標データを提供する。

A1-2 東北大学翼型作成法

(提供 中橋 和博, 大林 茂)

1. NACA6 桁翼型作成コード "LADSON" (原出典 NASA-TMX3069)

naca6.f (naca6.inp)

→翼型座標を fort.1 に出力する。ただし、本コードで作った座標点は前縁付近に格子点がよりすぎるので、"GRCV3D"で補間をしないことが望ましい。

2. NACA4 桁翼型作成コード "TU-NACA4"

naca4.f (naca4.par)

→翼型座標を fort.1 に出力する。これは余分だが参考に挙げる。本コードでは補間コードを通した再配置は必要ない。

3. 翼型座標補間コード "GRCV3D"

(interp.f, interp.par)

これは翼型座標を fort.1 から読みこみ C F D 計算用に座標点を再配置したデータを fort.2 に出力する。

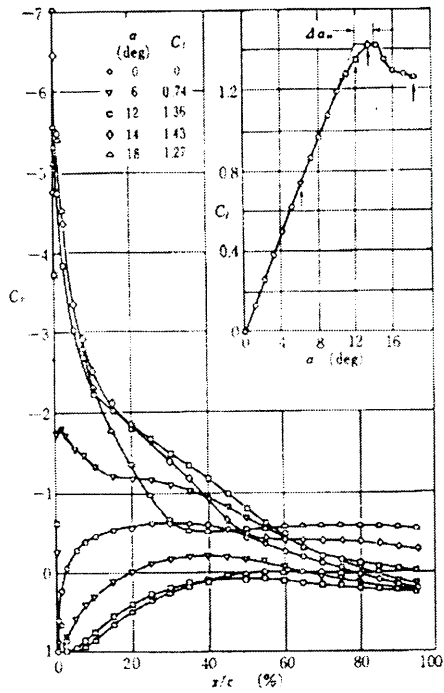
4. C グリッド作成コード "TU-AIRFOIL"

(cgrid.f, cgrid.par)

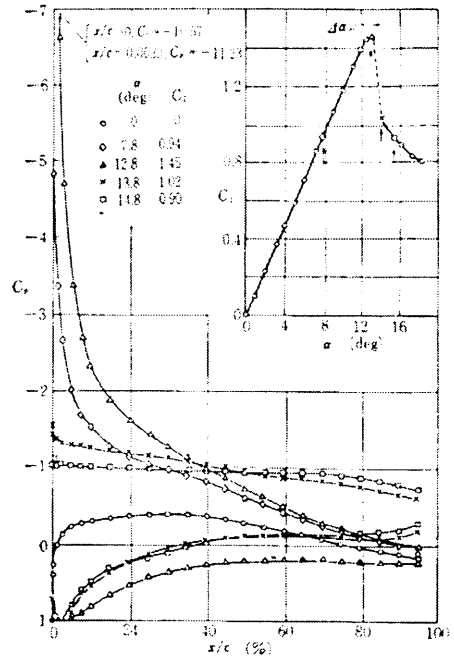
→これは fort.1 から翼型の座標を読み込んで、fort.2 に C 格子を出力翼型座標する。

いずれのコードも設定パラメータ (格子点数など) は *.par, *.inp ファイルにまとめている。

ここで挙げたコードは希望者には提供の用意があるが、web にも掲載する。



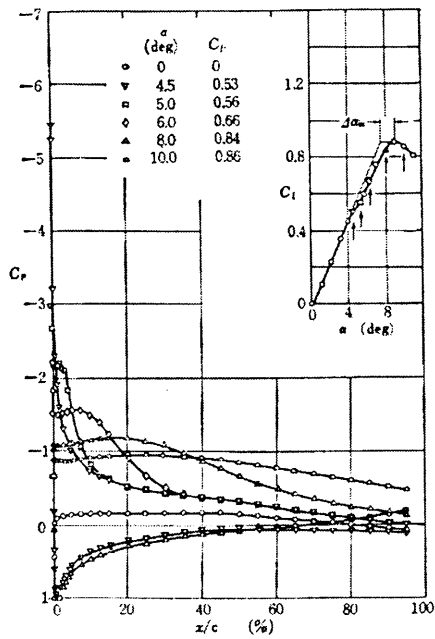
4.29 図 NACA 63₂-018 の C_l 曲線と圧力分布. 後縁失速型, $R=5.8 \times 10^4$ (NACA)



4.30 図 NACA 63₁-012 の C_l 曲線と圧力分布. 前縁失速型, $R=5.8 \times 10^4$ (NACA)

付図 A1, A2, A3 各翼型の実験特性図

Ref.2 飛行機設計論 より



4.31 図 NACA 64 A-006 の C_l 曲線と圧力分布. 薄翼失速型, $R=5.3 \times 10^4$ (NACA)