

CFDは翼型失速角を予測できるか？

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

Compendium CFD Workshop on 2D Airfoil Stall Prediction: "Can CFD predict Airfoil Stall Angle?"

Hirose, Naoki* Nakahashi, Kazuhiro** Yoshida, Kenji* Matsuo, Yuichi* Iwamiya, Toshiyuki*

* NAL ** Tohoku University

Abstract

Compendium of CFD Workshop on 2D Airfoil Stall Prediction: "Can CFD predict Airfoil Stall Angle?" are described in short. There were 11 applicant teams. 10 teams presented their results at the workshop and 8 team submitted computed data to the committee. Results are given in the respective team's paper. Due to short time of preparation, full comparison was not made and left for later presentation on the web.

1. 課題の背景と概要

航空機設計に必要なCFD解析は近年進歩著しく、複雑な3次元形状の流れ場の解析を行い、高性能な空力形状設計が可能になった。しかし一方で、流れ場のタイプによっては、簡単なように見えて、しかし予測の困難な問題も多く残されている。その典型的な例が2次元翼型の失速特性であろう。そこでワークショップ委員会ではこの問題を取り上げて、CFD解析レベルの現状を明らかにするとともに今後の課題を明らかにすることを提案した。2次元翼型特性は航空機設計の基本であり、近代的な3次元主翼設計においてもその出発点となるものである。特に最大揚力/失速特性は離着陸性能を決めるものであり、その予測能力は明らかにされるべき問題である。

提案した課題はよく知られた異なる失速特性を持つ翼型の解析が実験とどの程度合うかということで、古いがよく知られた次のNACAの3種類の実験結果と比較することとした。

- A1 NACA63₃-018
- A2 NACA63₁-012
- A3 NACA64A-006

これらは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つ。実験データとしてはNACA TN2502に詳細な結果がある。

詳しい課題内容はNALのURLに設けたCFW_on WEB

<http://www.nal.go.jp/ndivision/fluid/japanese/CFDWeb/index.htm>

に掲載しており、文末に概要を採録した。

本課題に対して11チームの応募があり、そのうち10チームからワークショップで発表が行われ、本書にそれぞれ論文として発表していただいている。また、その時点で結果のデータと図を提出していただいたのは8チームである。ただ諸般の事情からデータの比較検討の整理が遅れており、現時点では報告できるにいたらなかった。今後まとめを急ぎ、上記のURL上で一般に公開する方針である。

また新たな解析結果は常時受け付け、順次Web上で公開してゆくの、更なる応募を期待している。

2. 応募の概要

応募された各チームの方程式、解析法、乱流モデルはさまざまであり、概要を表1に示す。また表2. に計算で得られた失速点、最大揚力、失速タイプを示す。

3. 検討

結果の印象を簡単に記す。

1. 完全乱流の仮定での解析が多かった。自然遷移を取りれたものは、Baldwin-Lomaxのオリジナルの遷移判定条件を組み入れたものでも、計算がうまく収束しないなどの問題が発生し、よい結果を得られなかった。連池はエンピリカルなアプローチであるが、BLモデルで乱流遷移点を適当に指定して実験とよく合うものを最良解とした。しかしs、これは実験結果が既知であるからできることであり、もう一步進んで、古典的翼型設計法などで用いられる

遷移判定法を組み入れるなどすれば設計ツールとして使えるものになるかもしれない。

元来、失速特性に異なるタイプがあるのはまさに遷移が絡む現象であるからである。そういった意味では完全乱流の仮定でその違いを出すことは“ないものねだり”ともいえるだろう。厚翼018ではどの結果もTS(後縁剥離)を出し、失速後も15-17度と比較的一致したのは実際の流れが前縁近くで遷移して、前縁から乱流の計算結果に近い境界層を形成したためと見られる。

渦糸法でも大体近い結果がでているのは面白い。

前縁失速のA2翼型ではばらばらでチームにより前縁失速と後縁失速の違いがあり、ばらばらである。またA3薄翼でもそうだが失速せずにずると揚力が伸びてしまうケースがある。前縁剥離した後での乱流の粘性係数の算出方法がたとえばBLでは大きく出すぎて、再付着してしまうとか、どこまで境界層とみなして粘性性を評価すべきか、など、プログラム上の評価法の困難性もあるようだ。流体力学としては本来、そういった問題はありえないが、離散化した計算法では境界層の外縁をどのように判定するかなど、数値評価上の問題が多く残されている。そのような翼型形状や格子形状に依存しないアプローチが望まれる。

パネル討論でこの分野の研究に造詣の深い神谷信彦教授に話題提供していただいた。教授の実験では失速タイプはレイノルズ数によっても変化するという結果を得ている。CFD解析ではRANS方程式をときながらもまだ定量的なレイノルズ数効果をはっきりとはだせないのが現状のように思われる。

今後の課題として

遷移判定を含む境界層を計算すること

定量的なレイノルズ数効果をだせるようにすること

大規模剥離領域での乱流(モデル)の適正な評価法を確立することなどが望まれる。

なお質疑の中で実験結果は確実か?という話題が出た。実は実験での失速点の散らばりは風洞によって20%も違う場合があるという。また本課題の下となったTN2502の実験は模型の大きさが大きく、風洞壁干渉の修正すると失速点も、揚力曲線も相当に変わってくることがわかっている。参考に提示した山名先生の引用図ではそのような事実に触れられておらず、課題提示でもあえて言及しなかった。実験との比較には十分なデータの吟味が必要であることが認識されよう。

ちなみに修正前後の値を比較すると

	A1	A2	A3
修正前 AOA	14.0	12.8	9.0
修正前 CL	1.42	1.44	0.89
修正後 AOA	14.6	13.45	9.27
修正後 CL	1.30	1.33	0.83

となる。

受付番号	代表者	所属	基礎方程式	スキーム/時間積分	時刻刻み法	乱流モデル	遷移判定	格子生成法	格子数/最小幅
2DST-1	松本崇	富士重工	2D-RANS	FVM, FDS(Roe) LU-ADI, multigrid(V-cycle)	局所時間法	Baldwin-Lomax 2Eq低Re修正k-ε Chien	完全乱流	代数型格子生成法 C型格子	全体341(真面261)x101 垂直1e-5
2DST-2	祝宝山	横浜国大工	非圧縮渦度輸送方程式 圧力NS発散積分方程式	離散源法	非定常解析	なし	層流解析	grid free	表面ハセル数120 最小幅0.18e-4
2DST-3	下畑五郎	名古屋大航空	2D-RANS(層流解析のみ)	セル中心FVM 陰陽ハイブリッド	非定常解析	層流解析	層流解析	O型格子	全体272x100
2DST-4	嶋英志	川崎重工	2D-RANS	FVM+MUSCL+SHUS MFGS陰解法	局所時間法 HAAIは物理時間法	SAモデル	完全乱流	代数的手法 O型格子	全体256x60 垂直1e-5, 真面8e-4
2DST-5	中尾雅弘A	三菱重工名航	2D-FullRANS	FVM AUSM MUSCL LUADI	局所時間法	BLモデル	完全乱流	構造格子代数法 C型格子	全体400x100
2DST-6	松島紀佐	富士通	2D-RANS	LU-ADI+TVD	局所時間法 HAAIは物理時間法	B-L(Degani修正)	遷移 B-L論文による	静電荷法(楕円型) C型格子	全体2700(真面1095)x151 垂直1e-5, 真面0.5e-4
2DST-7	中尾雅弘B 沖良篤	三菱重工名航 防衛庁技術	2D-FullRANS	FDM LU-SGS陰解法 臨的残差平均 MG	局所時間法	SAモデル	完全乱流	非構造AdvancingFront+ Delaunay3角形分割法	真面351 垂直4e-5, 真面2-4e-4
2DST-8	雷忠 岩宮敏幸	ファインテック 航技研	2D-RANS	MUSCL3次精度風上差分 VanLeer数値流束	定常解析	Launder-Sharma 低Re-k-ε	完全乱流	Gridgen (双曲型+楕円型法)	全体360(真面280)x140 垂直5e-6, 真面2e-3
2DST-9	松尾裕一	航技研	圧縮NS(LES)	LES	非定常解析	なし			
2DST-10	高木亮治	航技研UPACS	3D-RANS	Roe-MUSCL Matrix-freeGS	局所時間法	SAモデル	完全乱流	構造格子(GRIDGEN) C型格子マルチブロック	真面301x81
2DST-11	蓮池尚彦-中嶋	東北大航空	2D-RANS			BLモデル	完全乱流 遷移点指定	C型格子	全体401(真面273)x81 垂直1e-5, 真面2e-4

表 1.解法情報

結果 6/08/2000ワークショップ開催時点

受付番号	代表者	NACA633-018			NACA631-012			NACA64A-006		
		Alpha-st	Cl-max	Stall-type	Alpha-st	Cl-max	Stall-type	Alpha-st	Cl-max	Stall-type
2DST-1	松本崇	19 / 17		TS / TS	15 / 14		LS / TS	7 / 11		TAS / LS
2DST-2	祝宝山	15-16	1.5	TS	-	-	-	-	-	-
2DST-3	下畑五郎	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2DST-4	嶋英志	17	1.6	TS	15		TS		no stall	
2DST-5	中尾雅弘A	22?	-	TS	18+			8.5		LS
2DST-6	松島紀佐	16	LaminarSep	TS	17		LS?	-	-	-
2DST-7	中尾雅弘B	15	-	TS	11.5		LS?	6 ~ 9		乱流再付着
2DST-8	雷忠	10	-	TS	-	-	-	-	-	0
2DST-10	高木亮治	16?	1.58?	TS	15		LS	7 + up		unsteady
2DST-11	蓮池尚彦	-	-	TS(Xtr=0.06)			LS(Xtr=0.01)			

注 TS Trailing Edge Separation
 LS Leading Edge Separation
 TAS Thin Airfoil Separation

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

アブストラクト集より

ワークショップ：翼型失速特性シミュレーション

課題説明 CFDは翼型失速角を予測できるか？

CFD Workshop on 2D Airfoil Stall Prediction: "Can CFD predict Airfoil Stall Angle?"

1. はじめに

以下に課題を示す。詳細は下記を参照されたい

<http://www.nal.go.jp/ndivision/fluid/japanese/CFDWeb/index.htm>

2. 課題の目的

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できるのか、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、まず基本的な2次元特性を対象に失速特性の異なる代表的な翼型3種類をCFD解析し、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る。

3. 課題翼型

課題翼型は以下の3種類

A1 NACA63₃-018

A2 NACA63₁-012

A3 NACA64A-006

これらは後縁失速型、前縁失速型、薄翼失速型の失速特性をもつ。

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

翼表面ラフネス なし、すなわち自然乱流遷移条件とする

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。

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ない。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。

5. 結果の提示

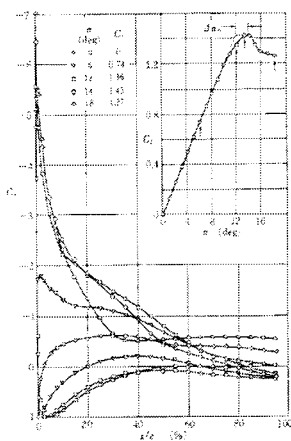
結果を本ワークショップ、Webで公表する。

提出内容を以下に示す (FDM 解析を想定)

1. 解法の説明
2. 格子形成法
3. 提出図 (各翼型について、紙に印刷したもの)
 - 計算ケース一覧表 (翼型名, 迎角, 空力特性, など), コメント
 - 1. 翼型近傍格子図 ($x=-0.3$ to $+1.3$, $y=-0.75$ to $+0.75$)
 - 2. 空力特性図 C_l vs α , C_d vs α , C_m vs α , C_l vs C_d
 - 3. 各迎角での圧力分布図 C_p vs x
 - 4. 最大揚力点と前後 **1deg** での圧力分布比較図 C_p vs x
 - 5. 最大揚力点と前後 **1deg** での空間圧力分布 C_p 等高線図
 - 6. 最大揚力点と前後 **1deg** での空間マッハ数分布 M 等高線図
 - 7. 境界層特性分布図 (最大揚力点と前後 **1deg**) $C_f, Re^{1/2}, H, \delta^+$ vs x
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

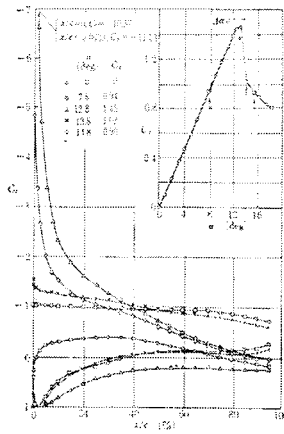
1. Ira H.Abbott, "Theory of Wing Section", Dover Pub. 1959.
2. 山名正夫, 中口博, "飛行機設計論", 4.5 章 翼型の失速性, 養賢堂, 1980.
3. McCollough, G.B., and Gault, D.E., "Examples of three representative types of airfoil-section stall at low speed, NACA TN2502, 1951.

参考図(Ref2より)



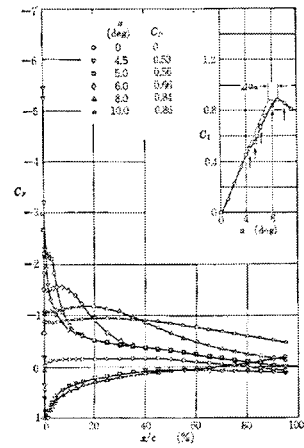
4.29 図 NACA 63₃-018 の C_l 曲線と圧力分布。後縁失速型, $Re=5.8 \times 10^6$ (NAL)

NACA63₃-018



4.30 図 NACA 63₁-012 の C_l 曲線と圧力分布。前縁失速型, $Re=5.8 \times 10^6$ (NAL)

NACA63₁-012



4.31 図 NACA 64A-006 の C_l 曲線と圧力分布。薄翼失速型, $Re=5.8 \times 10^6$ (NAL)

NACA64A-006