



Title	小型レーシングカーの空力設計における数値解析精度向上を目的とした実測と設計手法の構築
Author(s)	池田, 州平
Citation	平成27年度学部学生による自主研究奨励事業研究成果報告書. 2016
Version Type	VoR
URL	https://hdl.handle.net/11094/54649
rights	
Note	

The University of Osaka Institutional Knowledge Archive : OUKA

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

The University of Osaka

平成 27 年度学部学生による自主研究奨励事業研究成果報告書

ふりがな 氏 名	いけだ しゅうへい 池田 州平	学部 学科	工学部 応用理工学科	学年	2 年
ふりがな 共 同 研究者名	こいで あやこ 小出 亜矢子	学部 学科	基礎工学部 システム科学科	学年	1 年
					年
アドバイザー教員 氏名	吉田 憲司	所属	工学研究科 機械工学専攻		
研究課題名	小型レーシングカーの空力設計における数値解析精度向上を目的とした 実測と設計手法の構築				
研究成果の概要	小型レーシングカーにおいて数値解析による設計結果を実測により評価 し、空力デバイス設計手法の改善を行った。				
1.緒言					
1.1 研究背景					
我々は大阪大学フォーミュラレーシングクラブ(以下 OFRAC)に所属し、自動車工学の実践的課外研究として小型レーシングカーの設計・製作に取り組んでいる。また、製作した車両を用いて各大学の学生が小型レーシングカーを題材にもものづくりのスキルを競う全日本学生フォーミュラ大会に参加し、優勝を目指している。この大会は、将来の自動車業界を支える若きエンジニアを育成することを目的とする一面を持っている。その中で、我々は優勝を目指すうえでの効果的なアプローチとして車両の空力開発に取り組んでいる。自動車の設計における流体解析の分野では、CAE の発達に伴い数多くの数値解析を援用した設計が行われている。その設計に期待される計算上の性能やそこで生じている現象について、実現象は想定通りの振る舞いをしているか等を風洞試験などにより実測評価することで、数値解析の妥当性の確認や精度の向上に対する取り組みが行われてきた。しかし、我々が設計に取り組む学生フォーミュラ の速度域は、従来盛んに研究が行われてきたレーシングカーや市販車の高速域での空力特性解析で想定される速度域よりも低く、現在実用化されている製品を形作る理論や設計手法をそのまま適用することは難しい。					
1.2 研究目的					
我々は車両設計において CAE を活用し、限られた時間、リソース内での効率的な設計を目指しており、空力開発においても CAE を援用した設計を行ってきた。しかし、学生フォーミュラ の空力開発においては風洞試験などの実測評価は未だ行うことができおらず、数値解析による設計結果が実現象ではどのように機能しているのかを確認することはできていなかった。本研究では、小型レーシングカーの設計における数値解析の結果の妥当性、正確性を確認すること、また従来行ってきた数値解析による結果と実現象の間にある乖離を検討し、設計手法の改善を目指す。					
1.3 研究概要					
上記目的を達成するため、まず数値解析に基づき制約条件下内で最大のダウンフォース(以下、DF)が得られる翼断面形状を設計する。特に、剥離から発生し想定する DF の発生を著しく阻害してしまい翼の機能を喪失させてしまうと考えられる渦の発生に着目し、渦の発生が見込まれる一枚翼型と、剥離と渦を抑えた設計の二枚翼型を設計する。設計したこれらのウイングデバイスは模型を製作し、風洞実験を行う。風洞実験では剥離、渦の発生が考えられる一枚翼と、その改善を見込んだ二枚翼について発生する流体力の実測、流れの様子 of 可視化を行う。以上のようにして数値解析解と実験結果の比較を行い、数値解析に基づいた設計と方針の妥当性、正確性の確認及び設計手法の検討を行う。					

2. 数値解析による翼形設計

2.1 1枚翼設計

小型レーシングカーにおける空力設計においては前後ウイングデバイスにより DF を獲得することが車両全体の性能を大きく向上させることがわかっている．したがって，レギュレーション，製作可能性などの制約条件下の中で DF の最大化を目的として翼設計を行う．

最初に，ポテンシャル流れ条件下で二次元翼型の数値解析を行うソフトウェア JavaFoil を用いて一枚翼形と迎角の検討を行う．ここでは計算負荷の小さい二次元翼解析を採用し，試行回数をできるだけ多く行うことで，ダウンフォースの最大量獲得を目的とした際の最適な一枚翼型を目指す．JavaFoil では揚力係数(以下 C_L 値)，抗力係数(以下 C_D 値)が算出可能であるため， C_L 値が最も大きくなるような翼型を採用する． C_L 値， C_D 値とダウンフォース，ドラッグフォースの関係式は下記式(1)のとおりである．

$$L = C_L \frac{\rho U^2 S_u}{2} \quad D = C_D \frac{\rho U^2 S_f}{2} \quad (1)$$

L : 揚力(ダウンフォース) D : 抗力(ドラッグフォース) C_L : 揚力係数 C_D : 抗力係数
 ρ : 空気密度 U : 流速 S_u : 上方投影面積 S_f : 前方投影面積

式(1)より設計変数として C_L 値と S_u が挙げられる． C_L に影響を与える変数の一つとして迎え角があるが，より多くの DF を得る上でしばしば迎え角による C_L の向上と S_u の拡大には，トレードオフ関係が発生する．その中で，迎え角を上げることで C_L 値は向上するが，翼型側面の制約内で S_u を最大化した状態で迎え角を取っても，後述する実際の空気の流れ条件下の数値解析において渦の発生が見られ，DF を得にくいと考えられる．よって，迎え角を大きくするよりも S_u を優先して最大にとった方が効果的に DF を得られると考えられ， S_u を最大にした状態で，ポテンシャル流れにおいて最も C_L 値の高い 1 枚翼の翼型，迎え角を決定する設計プロセスをとる．

2.2 複数枚翼設計

次に，二次元翼，ポテンシャル流れ条件下では考慮できない渦の発生，流れの剥離などの現象についての挙動を確認するため，SolidWorksFlowSimulation を用いた数値解析を行う．3 次元 CAD モデルにおいて実際の空気の流れを仮定した解析を行い，翼に発生しうる現象について予測する．翼に対して，流れの剥離や渦の発生は翼性能を著しく低下させることが予測できるため，設計プロセスとして，数値解析において流線により剥離，渦の発生を観察しそれらの発生が確認された場合，生じていると考えられる点に対して翼にスリットを挿入する．メインエレメントとフラップに分割することで剥離を防ぐ設計として改善を行い，剥離や渦の生じにくいデバイスを実現する．今回，風洞試験を行うことを考慮にいれ，解析条件と模型の間で下記式(2)にあらわされるレイノルズ数が同じになるよう，風速を設定した．具体的には，風洞試験において測定可能な風速の上限 12.5m/s を 40%スケール模型で実現するような風速条件 5m/s において数値解析を行った．

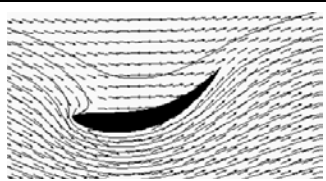
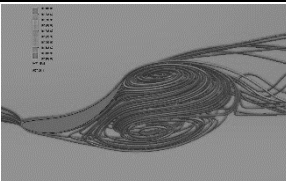
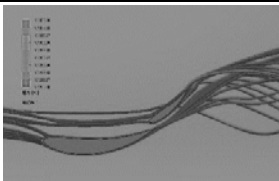
$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (2)$$

Re : レイノルズ数 ρ : 流体密度 U : 流速 L : 代表長さ

2.3 設計解

以上のような設計プロセスのもと，以下 Table.1 に示すような翼型の設計解を得た．JavaFoil によって検討した最も C_L 値が大きくなると考えられる翼形について，一枚翼では渦の発生が確認されているが，二枚翼とすることでその渦の発生が抑えられていることがわかる．

Table 1 翼設計結果と流れの様子

	JavaFoil	SolidWorks(一枚翼)	SolidWorks(二枚翼)
次元	2 次元翼	3 次元翼	3 次元翼
C_L	2.58	1.88	2.14
C_D	0.11	1.30	1.13
翼型 及び 流線			

3. 風洞による空力特性の実測

3.1 実験概要

2.節において設計した一枚翼型, 二枚翼型について, 模型の製作を行い風洞において実測試験を行う. 風洞装置の寸法, および測定可能な力の制約から, 模型は 40%スケールモデルとしている. これらの翼型に対して, ダウンフォース, ドラッグフォースを実測し, 数値解析により計算される C_L 値, C_D 値が実測においてどの程度実現しているのかを確認を行う. また, これらの試験において表面タフト法を用いて流れの可視化を行い, その様子を観察することで実現象として起こっている流れを確認する.

3.2 測定機器

本研究は, 国立明石工業高等専門学校 田中研究室の風洞試験機を使用させていただき行った. 構成は下記のとおりである.

- ・風洞(Fig.1) 開放型風洞 吹出口寸法 300 mm×400 mm 最大風速 35m/s
- ・ロードセル
 - ダウンフォース用 BLC-1.2K (ミネベア製)
 - ドラッグフォース用 BLC-300GM (ミネベア製)
- ・風速計 ドラフトマスター6311 (日本カノマックス製)
- ・デジタル指示計 CSD-701B (ミネベア製)
- ・照明 MEGALIHT100 (モリテックス製)
- ・カメラ EX-F1(カシオ製)

3.3 実験用翼模型

実験用に製作した翼模型を Fig.2 に示す. 製作にあたっては, 設計行程において製作した CAD モデルをもとに翼断面形状を 3D プリンタで出力し, それをガイドとしてスタイロフォームを切り出すことで, 出来るだけ設計に忠実に翼面の再現を行った. それらを幅方向に構造用接着剤を用いて接着することで実験用翼模型の製作を行った.



Fig.1 明石工業高等専門学校 流体研究用風洞
(左:側面 右:正面)

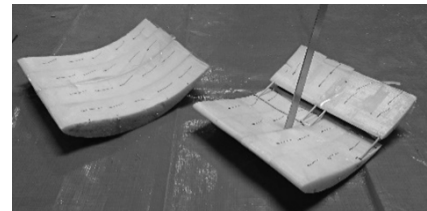


Fig.2 40%スケール翼模型

3.4 実験内容, 結果

以上の装置, 模型により流速を 5m/s~12.5m/s の間で変更しながらダウンフォース, ドラッグフォースの実測を行い, 実際の C_L 値, C_D 値を算出した. その結果を下記 Fig.3, 4 に示す.

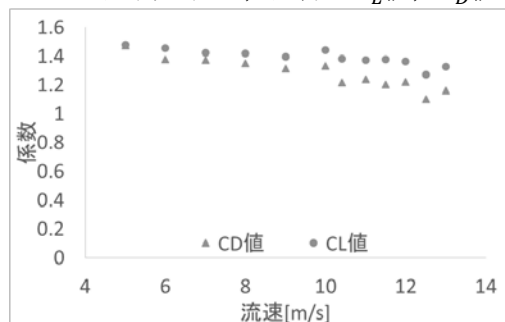


Fig.3 一枚翼実測 C_L 値, C_D 値

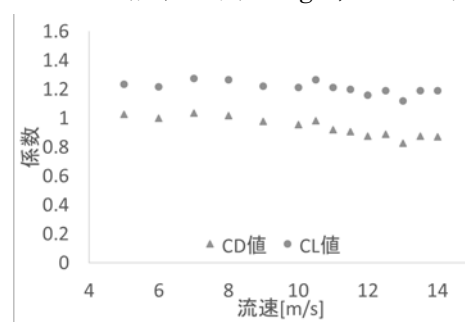


Fig.4 二枚翼実測 C_L 値, C_D 値

また, 表面タフト法により可視化した流れについて, 下のように Fig.5, 6 を示す.

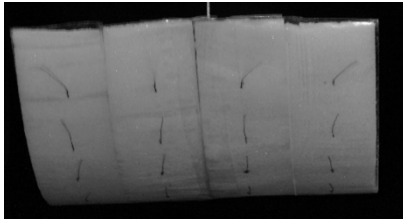


Fig.5 一枚翼模型可視化

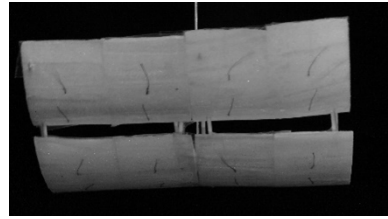


Fig.6 二枚翼模型可視化

4. 結果考察

4.1 C_L 値, C_D 値

実測により得られた C_L 値, C_D 値について, 数値解析によって計算される C_L 値, C_D 値と比較し, どの程度一致しているかを確認する. 下記 Fig 7 にその結果を示す. およそ 10m/s 付近まで, 解析値比で実測値は一枚翼 C_D 値についてはほぼ 100%, C_L 値についてもおよそ 80%の値が出ていることが分かった. 二枚翼については, 10m/s 付近までは C_D 値が約 85%, C_L 値は 60%程度となっていた. これらの結果より数値解析によって計算された値はある程度高い値で再現されていることが分かる. しかし, いずれの翼型にも 12m/s 以上の流速域において一致率が低下してしまっている. 今回, ロードセルの定格に対し模型の自重が影響しにくいよう, 軽量の翼模型を目指しスタイロフォームで作成している. 式(1)にあるように流体力はその流速の二乗に比例し大きくなるが, 流速の大きい領域では翼それらの力を受けて模型やステーの剛性不足から迎角が変位してしまったため, 数値解析における迎え角の条件に対して乖離が生じてしまった結果であると考えられる. 二枚翼については, 分割されているエレメントを組み立てる接合用の構造が存在するなど解析時との形状の再現率が一枚翼と比べて低く, 分割により各エレメントが小さくなったためステーの保持剛性が一枚翼と比較し低くなっているため, 結果の乖離が大きくなっていると考えられる.

以上より, 今回実験を行った条件下内において, 数値解析によって計算される値は実際の現象に対してある程度高い再現率があり, 我々の学生フォーミュラにおいても設計ツールとして有用であると言える.

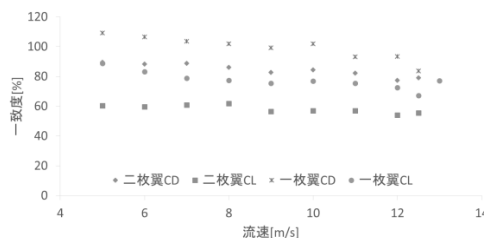


Fig. 7 風速ごとの C_L 値, C_D 値の一致率

4.2 流れの可視化, 剥離の発生について

本研究において, 設計した一枚翼については, Table 1 中に示すような渦の発生を見込んでいた. しかし, 実際に流れを可視化した画像からは, 予測していた翼下表面では渦の発生は見られず, 懸念していた大規模な剥離は観察されなかった(Fig.5). そこで, 再度一枚翼についてより詳細により詳細に数値解析を行った. 解析条件として, 今回 2 節において検討していた 5~12.5m/s に加え, より低速, より高速な流速域について解析を行った. その結果を下記 Fig. 8 に示す.

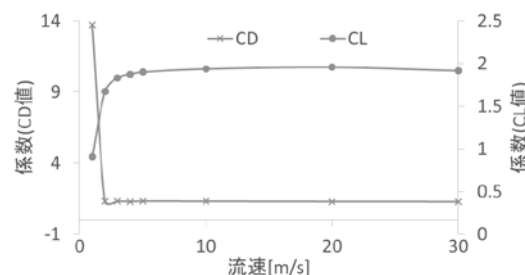


Fig.8 一枚翼 高速度域での C_L 値, C_D 値

上記結果より、レイノルズ数が低く粘性の影響の強く出ていると考えられる 1m/s を除き C_L 値、 C_D 値の急激な変化は見られない。よって、我々が従来、剥離とみなしフラップ分割などの手法により解決を目指してきた流れの乱れ現象は、翼下表面の境界層外で発生しており、ダウンフォースの急激な低下を招く失速現象にまでは至っていなかったことが確認された。

以上から、従来想定していた条件においてはダウンフォースを急激に低下させるような境界層の剥離現象と渦の発生を正確に予測できていなかったと言え、従来の流線の表示のみによる設計プロセスの見直しが必要であると考えられる。

5. 翼設計手法の再検討と改善

従来はダウンフォース最大化のための翼設計を行う際、 S_u を最大化した状態下で上限が規定される迎角を持った翼型においても失速が発生するものと考えられたため、 S_u を最大化した中で C_L 値を最大化する手法を取っていた。しかし、4 節に於ける考察より、あえて S_u を小さくし大きな迎え角をとることにより C_L 値を大きく取ることで、より多くの DF を獲得できる可能性がある。よって、数値解析を用いて S_u よりも迎角を大きく取ることを重視した設計プロセスによって再度一枚翼の設計を行った(Fig.9)。この設計により、従来条件下で設計した一枚翼と比較し、 $59\%C_L$ 値が向上($1.88 \rightarrow 2.99$)する翼を設計することができた。この設計変更による S_u の減少は約 4%に留まり、これにより車両搭載スケール、風速 5m/s 条件下で得られる DF を 10.78N から 16.55N へと向上させることができた。

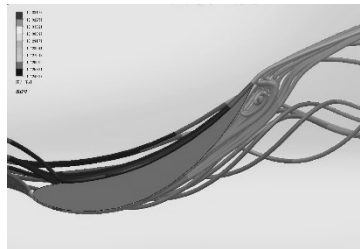


Fig.9 再設計一枚翼

6. 結言・今後の課題

本研究により、小型レーシングカーの空力設計における数値解析と実現象の比較を行い、数値解析で得られる値の信頼性および実測における誤差について確認を行った。また、実験を通して従来の数値解析で示される流線の表示のみに基づいた設計の問題点を発見することができ、最大ダウンフォースの獲得を目指した翼型設計手順を改良することができた。

今後は複数枚翼などの複雑ながら実際に使用される形状についてもモデル化、測定できるよう、空力の実測を通した翼型設計の更なる改善を目指目指す。特に、軽量かつ流れへの影響の低い形状で剛性の高いステーの設計等、模型のノウハウ向上に取り組んでいきたい。

7. 謝辞

本研究においては、実測試験において明石工業高等専門学校機械工学科田中研究室の風洞設備を使用させていただき、田中誠一先生には実測に伴いご助力をいただきました。アドバイザー教員である吉田憲司先生には本件へのアドバイス、予算執行に留まらず、学生フォーミュラプロジェクト全般に渡ってご協力いただきました。本当にありがとうございます。

今回の研究に取り組み流体の複雑さを自らの手で解明していく喜びを得て、OFRAC チームの技術向上の機会を得ることができたのは本自主研究奨励事業を支えて下さる皆様のおかげであると感じております。大阪大学未来基金の皆様、本事業に関わる教職員の皆様に厚く御礼申し上げます。

参考文献

- [1]金原繁, 流体力学 シンプルにすれば流れがわかる, 実教出版
- [2]日本機械学会 編, 流れのふしぎ, 講談社
- [3]森川敬信, 鮎川恭三, 辻裕, 新版 流れ学, 朝倉出版