

火星探査航空機主翼翼型の多目的最適設計探査とクラスタ分析を用いたデータマイニング

著者	佐々木 岳
発行年	2015-01
学位授与年度	平成26年度
学位授与番号	17104甲工第379号
URL	http://hdl.handle.net/10228/5443

火星探査航空機主翼翼型の多目的最適設計探索と
クラスタ分析を用いたデータマイニング

平成 27 年 1 月

佐々木 岳

目次

概要.....	1
第1章 序言.....	4
1.1 研究背景と目的.....	4
1.1.1 はじめに.....	4
1.1.2 火星探査.....	4
1.1.3 火星探査航空機.....	7
1.1.4 MELOS.....	10
1.1.5 火星における飛行条件.....	12
1.1.6 火星探査航空機実現に向けた課題.....	15
1.1.6.1 低レイノルズ数空力設計.....	15
1.1.6.2 機体システム設計.....	18
1.1.6.3 航法誘導制御方式.....	20
1.2 空力設計課題の先行研究.....	21
1.2.1 低レイノルズ数翼周り流れの風洞試験による先行研究.....	21
1.2.2 低レイノルズ数翼周り流れの数値流体力学による先行研究.....	34
1.2.3 石井翼型の空力特性.....	35
1.3 研究概略.....	37
1.3.1 空力設計最適化方法.....	37
1.3.2 データマイニング.....	37
1.4 論文の構成.....	41
第2章 設計探索法.....	42
2.1 はじめに.....	42
2.2 多目的最適設計探索.....	42
2.2.1 遺伝的アルゴリズム.....	43
2.2.2 翼型表現と遺伝子.....	45
2.2.3 パレート解.....	47
2.2.4 NSGA-II.....	49

2.3 数値流体力学による評価手段	53
2.3.1 基礎方程式.....	53
2.3.1.1 デカルト座標系方程式.....	53
2.3.1.2 一般座標への変換.....	57
2.3.2 数値流体力学による解析手法	60
2.3.2.1 SHUS スキームと MUSCL.....	60
2.3.2.2 時間積分法(ADI-SGS 陰解法)	63
2.3.2.3 内部反復	66
2.3.2.4 時間刻み.....	68
2.3.2.5 格子.....	68
2.3.2.6 境界条件.....	69
2.3.2.7 層流計算.....	69
第3章 低レイノルズ数翼型の設計探索.....	75
3.1 計算条件	75
3.2 探索結果	76
3.3 風洞試験による性能評価	86
第4章 低レイノルズ数翼型のデータマイニング.....	115
4.1 はじめに	115
4.2 クラスタリング手法	115
4.2.1 非階層的クラスタリング.....	117
4.2.2 階層的クラスタリング	118
4.2.3 シルエット幅	125
4.3 階層的クラスタリングによる翼型のマイニング	128
4.3.1 設計変数を用いたクラスタリング	128
4.3.2 修正 PARSEC 法を用いたクラスタリング.....	133
4.4 階層的クラスタリングの評価	142
4.4.1 SPM によるデータマイニング.....	142
4.4.2 階層的クラスタリングの有効性.....	144
第5章 階層的クラスタリングを組み合わせた最適翼型探索の提案	145
5.1 はじめに	145

5.2 分散遺伝的アルゴリズムと環境分散型遺伝的アルゴリズム.....	146
5.3 階層的クラスタリングと遺伝的アルゴリズムを組み合わせた設計手法の提案	149
第6章 結言.....	151
謝辞.....	153
参考文献.....	154

図目次

Fig. 1.1.1	Mars Science Laboratory / Curiosity	4
Fig. 1.1.2	Mars Explorers.....	6
Fig. 1.1.3	Aircraft-type for Mars Explorers	8
Fig. 1.1.4	Entry, Descent and Deployment Sequence of Events of NASA's ARES.....	9
Fig. 1.1.5	MELOS Explorers	11
Fig. 1.1.6	Flight Reynolds Number.....	13
Fig. 1.1.7	Examples of High Altitude Aircraft	13
Fig. 1.1.8	Highest Altitude Balloon Using The Ultra-thin Polyethylene Film.....	14
Fig. 1.1.9	Flight Testing Model of Mars Exploration Airplane.....	14
Fig. 1.1.10	Relationship between Reynolds Number and Maximum of Lift-to-drag Ratio	17
Fig. 1.1.11	Visualization of Airfoil Upper Surface Flow by PIV Particles	17
Fig. 1.1.12	Flow Characteristics with Separation Bubbles	17
Fig. 1.1.13	Flow of Performance Evaluation	19
Fig. 1.1.14	Airfoil of Owl	19
Fig. 1.2.1	Variation of CL and L/D with Angle of Attack at $Re = 20,700$	23
Fig. 1.2.2	Variation of Aerodynamic Characteristics with Angle of Attack for NACA0012	26
Fig. 1.2.3	Flow Field around Flat Plate at $Re=2.0 \times 10^4$	28
Fig. 1.2.4	Entire Form of Flow Field around NACA0012	29
Fig. 1.2.5	Relationship between Time-average Flow-fields and Aerodynamic Characteristics of NACA0012 at $Re=3.0 \times 10^4$	30
Fig. 1.2.6	Relationship between Time-average Flow-fields and Aerodynamic Characteristics of Flat Plate at $Re=2.0 \times 10^4$	31
Fig. 1.2.7	Relationship between Time-average Flow-fields and Aerodynamic Characteristics of Ishii at $Re=2.0 \times 10^4$	32
Fig. 1.2.8	Ishii (Solid Line) and NACA0012 (Dashed Line)	35
Fig. 1.2.9	Variation of Aerodynamic Characteristics with Angle of Attack for Ishii, NACA0012 and NACA0002	36
Fig. 1.3.1	Example Result of SOM	40
Fig. 1.3.2	Example Result of SPM.....	40

Fig. 2.2.1	Calculation Flow of Genetic Algorithm.....	44
Fig. 2.2.2	Airfoil Shape Parameterization Using B-spline Curves and Control Points....	45
Fig. 2.2.3	Range of Movable Control Points.....	46
Fig. 2.2.4	Pareto Front.....	48
Fig. 2.2.5	Pareto Solutions of Multi-objective Optimization	49
Fig. 2.2.7	Example of Non-dominated Sort	52
Fig. 2.3.1	Computational Grid	69
Fig. 2.3.2	Low-speed Wind Tunnel at Kanazawa Institute of Technology.....	70
Fig. 2.3.3	Mars Wind Tunnel at Tohoku University.....	72
Fig. 2.3.4	Comparison Results of Ishii Airfoil	74
Fig. 3.2.1	All Airfoil Solutions and Pareto Front	77
Fig. 3.2.2	Three Groups of Airfoil Solution	78
Fig. 3.2.3	Typical Airfoil Shapes of Group 1	79
Fig. 3.2.4	Airfoil Shape and Pressure Coefficient of Group 1	80
Fig. 3.2.5	Typical Airfoil Shapes of Group 2	81
Fig. 3.2.6	Time-averaged Flow Field around Airfoils of Group 2	82
Fig. 3.2.7	Pressure Coefficient of Airfoils of Group 2	83
Fig. 3.2.8	Typical Airfoil Shapes of Group 3	84
Fig. 3.2.9	Time-averaged Flow Field around Airfoil of Group 3.....	85
Fig. 3.2.10	Pressure Coefficient of Airfoil of Group 3.....	85
Fig. 3.3.1	Wind Tunnel Test Models	87
Fig. 3.3.2	Variable-pressure Wind Tunnel at Nishinippon Institute of Technology	88
Fig. 3.3.3	Vacuum Equipments	88
Fig. 3.3.4	Three-component Force Balance LMC-3501-5N	89
Fig. 3.3.5	Device Configuration of PIV Measurement.....	90
Fig. 3.3.6	Test Models Size	90
Fig. 3.3.7	Lift and Drag Characteristics of No.1 Airfoil	93
Fig. 3.3.8	Flow Fields around No.1 Airfoil and Ishii Airfoil	98
Fig. 3.3.9	Lift and Drag Characteristics of No.2 Airfoil	101
Fig. 3.3.10	Flow Fields around No.2 Airfoil and Ishii Airfoil	106
Fig. 3.3.11	Lift and Drag Characteristics of No.3 Airfoil	109

Fig. 3.3.12	Flow Fields around No.3 Airfoil and Ishii Airfoil	114
Fig. 4.2.1	Type of Clustering.....	116
Fig. 4.2.2	Clustering Steps of k – means	118
Fig. 4.2.3	Dendrogram	119
Fig. 4.2.4	Generating Clusters.....	120
Fig. 4.2.5	Nearest Method	121
Fig. 4.2.6	Farthest Method	122
Fig. 4.2.7	Group Average Method.....	122
Fig. 4.2.8	Centroid Method	123
Fig. 4.2.9	Ward’s Method.....	124
Fig. 4.2.10	Conceptual Diagram of Silhouette Width	126
Fig. 4.3.1	Hierarchical Clustering Results with Design Parameters	128
Fig. 4.3.2	Results of Silhouette Width for Each Cluster Using Design Parameters	129
Fig. 4.3.3	Airfoils of the Eight Clusters	132
Fig. 4.3.4	Modified PARSEC Method.....	134
Fig. 4.3.5	Hierarchical Clustering Results with Modified PARSEC Parameters	135
Fig. 4.3.6	Results of Silhouette Width for Each Cluster Using Modified PARSEC Parameters.....	135
Fig. 4.3.7	Airfoils of the Eight Clusters	138
Fig. 4.3.8	Average Modified PARSEC Parameter Values of Each Cluster	141
Fig. 4.4.1	SPM of Design Parameters and Aerodynamic Coefficients.....	143
Fig. 4.4.2	SPM of Shape Parameters and Aerodynamic Coefficients	144
Fig. 5.1.1	Example of Airfoil with New shape Characteristics	145
Fig. 5.2.1	Global Solution and Local Solution.....	146
Fig. 5.2.2	Distributed Genetic Algorithm.....	147
Fig. 5.2.3	Genetic Algorithm with Distributed Environment.....	148
Fig. 5.3.1	Outline of Proposed Algorithm.....	150

表目次

Table 1.1.1	Specifications of Mars Airplane	11
Table 1.1.2	Physical Properties of the Earth's and the Martian Atmospheres	13
Table 1.1.3	Exploration Area of Design Variables	19
Table 1.2.1	Results of PIV Measurement	33
Table 2.3.1	Computational Method	60
Table 2.3.2	Number of Computational Grids	69
Table 2.3.3	Specifications of Low-speed Wind Tunnel at Kanazawa Institute of Technology	70
Table 2.3.4	Specifications of Mars Wind Tunnel at Tohoku University	71
Table 3.1.1	Numerical Calculation Conditions	75
Table 3.1.2	Design Optimization Conditions	75
Table 3.3.1	Specifications of Variable-pressure Wind Tunnel at Nishinippon Institute of Technology	87
Table 3.3.2	Specifications of Three-component Force Balance LMC-3501-5N	89
Table 4.2.1	Dissimilarity Matrix	120
Table 4.2.2	Coefficient of Dissimilarity Update	125
Table 4.3.1	Average Silhouette Width for Each Cluster Using Design Parameters	129
Table 4.3.2	Shape Parameters of Modified PARSEC Method	134
Table 4.3.3	Average Silhouette Width for Each Cluster Using Modified PARSEC Parameters	135

概要

本研究は、世界初の航空機による惑星探査を目指す火星探査航空機を想定し、低レイノルズ数領域における新たな翼型設計手法を提案するものである。

宇宙航空研究開発機構（JAXA/ISAS）は、2020年頃に次期火星複合探査ミッション MELOS（Mars Exploration with Lander Orbiter Synergy）を計画している。同ミッションの目玉は、世界初の航空機による惑星探査である。航空機を用いた惑星探査は工学的に大きなチャレンジであるだけでなく、残留磁場計測や広範囲の地形の空撮が可能となるなど理学的な意味も小さくない。この火星探査航空機の実現に向け、JAXA/ISAS と複数の大学はワーキンググループを立ち上げ、システム、空力、構造等の研究を進めている。

火星探査航空機の実現の鍵は、火星環境で主翼が良好な空力性能を発揮できるか否かにある。火星は重力が地球の $1/3$ だが大気密度は地球の約 $1/100$ しかなく、機体の軽量化以上に主翼が揚力を発生させねばならない。しかし火星の大気環境は地球と大きく異なるため、その飛行領域は 10^4 オーダの低レイノルズ数となる。この領域は地球上の商業機の巡航レイノルズ数と比べて2桁以上低いいため、既存の翼型は火星環境で十分な性能を発揮できない。よって火星環境に最適化された新たな翼型が必要とされているが、低レイノルズ数領域では特異な流れ場が形成されやすいことから、翼型設計や流れ場の解析の研究例がほとんど存在しないことに課題がある。

本論文では、低レイノルズ数領域における最適翼型の設計手法の確立と高揚抗比を実現する形状特性の解明を目指し、下記の課題について研究を行った。

低レイノルズ数高揚抗比翼型の多目的設計探索

火星大気の飛行条件である低レイノルズ数領域では、翼型、前縁形状、後縁形状、迎角などがわずかに変化するだけで、空力特性は非線性的に変化する。また低レイノルズ数領域の流れ場に関する知見は少なく、高揚抗比を発揮する翼型の設計指針は十分ではない。よって本研究では、低レイノルズ数高揚抗比翼型を大域的に探索することとし、数値流体力学と進化的多目的最適化を組み合わせた最適翼型設計探索を行った。本手法の特色は、数値流体力学に層流計算を用いたことにある。過去の翼型探索に関する研究では、計算時間の短縮のため乱流モデルの RANS 解析が用いられている。しかし、同手法は層流に近い流れ場であっても乱流と判断して解析してしまう恐れがあり、正確な翼型性能を評価できない可能性がある。その一方、層流計算による数値流体力学は風洞による力試験結果とほぼ一致する精度を持つ。

翼型探索の具体的な目標は、レイノルズ数 23,000 において最大揚抗比が 16 以上となる翼型の発見である。これは、低レイノルズ数領域で優れた空力性能を発揮するとされるハンドランチグライダーの石井翼型の揚抗比に比べ、20%以上の向上である。

本研究では 10,000 個体にわたる最適化計算を実施し、目標性能を満たす翼型を 4000 個以上発見した。特に、パレート解として得られた 202 個体の中には、当初目標を大幅に上回る、石井翼に比べて 120%以上の大きな最大揚抗比を持つ翼型が含まれていた。得られた翼型の性能は数値流体力学によって計算されているが、実際の空力特性を検証するため、代表的な 3 つの翼型を製作し風洞試験を実施した。その結果、製作したすべての翼型が石井翼型より 30%以上高い最大揚抗比を持つことが実証された。さらに、石井翼型より良好な失速特性を持つこともわかった。

階層的クラスタリングを用いたデータマイニング

本研究の翼型最適化は大量の低レイノルズ数高揚抗比翼型を発見したが、それぞれの翼型の特徴を分類すれば低レイノルズ数で好ましい形状特性の獲得が期待できる。しかし大量のデータを人力で整理するには限界があるため、データマイニング手法による自動分類が好ましい。本研究では、最適探索で得られた上位 5,000 個の高揚抗比翼型に対してデータマイニングを試みた。本研究の特色は、階層的クラスタリングと修正 PARSEC 法のパラメータを組み合わせた点にあり、翼型の全体形状と空力性能の相関関係を一覽で把握可能である。従来のデータマイニングは、SPM (Scattered Plot Matrix) や SOM (Self-Organizing Maps) などを用いて、目的関数と設計変数の一対一の相関のみを扱う。しかし翼型のような全体形状が重要な対象の場合、翼厚や前縁半径などの情報を分けて扱うよりも、形状変化の様相の把握が非常に重要である。なおクラスタリング (クラスタ分析) とは、多数の個体を何らかの尺度に基づいて定義された非類似度によって、似たものの集合 (クラスタ) に分割し特徴を抽出する手法である。修正 PARSEC 法とは、効率的な遷音速翼型形状表現法として広く知られる PARSEC 法を、低レイノルズ数翼型用に改良した手法である。

提案手法を用いたデータマイニングの結果、従来手法では難しい翼型の全体形状変化の表現に成功した。例えば、低レイノルズ数高揚抗比翼型全体の特徴として、揚力係数の増加に伴ってまず上面が平面から波形に変化し、その後下面がキャンバーを持つように変化していく様子などが明らかになった。その他、翼上面の波形形状など従来研究が指摘していない形状特性の発見もあった。

本クラスタリング手法は、翼型の分類だけでなく、翼型最適化にも用いることができる。本論文では、数値流体力学と進化的多目的最適化法を組み合わせる翼型探索手法に、階層的クラスタリングを組み合わせる新たな翼型設計法を提案する。提案手法は、翼型の進化過程において階層的クラスタリングを適用することで設計解を分類し、その分析結果に基づき設計者の選好する特定の形状のクラスタを優先して成長させるなどの発展が可能である。

第 1 章 序言

1.1 研究背景と目的

1.1.1 はじめに

2012 年 8 月から，アメリカ航空宇宙局 NASA（National Aeronautics and Space Administration）の宇宙船 MSL（Mars Science Laboratory）の探査ローバ Curiosity が火星に着陸し，火星地表調査を開始している（Fig. 1.1.1）^[1]．Curiosity からは，すでに多くの写真や分析結果などが送られており，過去最大級の 1 トン近いローバによる火星探査に大きな期待が寄せられている．このように NASA による火星探査が注目を浴びているが，そもそも火星探査は NASA をはじめとして，ロシア（旧ソ連），ヨーロッパ連合，中国，インド，そして日本によって行われてきた．そこで，各国の探査の歴史を簡単に説明する．



Fig. 1.1.1 Mars Science Laboratory / Curiosity（Copyright ©JPL-Caltech /NASA）

1.1.2 火星探査

NASA は，1965 年に初めて火星に接近しその姿を写真におさめた Mariner 4 以降^[2]，これまでに数多くの探査機を火星に送り込んでいる．1975 年にオービタとランダのペアミッション Viking 1，2^[3]を打ち上げ，Viking 1 のランダをクリセ平原に，Viking 2 のランダをユートピア平原に着陸させた．ランダは，火星の土壌や大気の化学組成を分析したが，生命体の存在は確認できなかった．またオービタは，2 年間にわたって火星を周回し，多くの画像を撮影することに成功し，これにより火星表面の詳しい地図の作成

が可能になった。その後、1996年には火星探査機 MGS (Mars Global Surveyor)^[4]と世界初のローバ Mars Pathfinder^[5], 2001年に火星探査機 2001 Mars Odyssey^[6], 2003年にはローバ Spirit と Opportunity を搭載した MER (Mars Exploration Rover) Mission^[7], 2005年8月には火星探査機 MRO (Mars Reconnaissance Orbiter) (Fig. 1.1.2 (a))^[8], 2007年8月にはランダ Phoenix^[9], 2013年11月にはオービタ MAVEN (Mars Atmosphere and Volatile Evolution) をそれぞれ火星に送り込み、ミッションを成功させている^[10]。

ソ連は、1962年に打ち上げた Mars 1以降^[11], マルス探査機シリーズを打ち上げてきた。1971年には Mars 3^[12]において、世界で初めてランダを火星表面に着陸させることに成功し8ヶ月間にわたり観測データを地球に送信し、火星の地形、大気、気象、地質について多くのことを明らかにしてきた。1988年には、火星とその衛星の一つであるフォボス Phobos の観測を目的とした Phobos 1, 2 を打ち上げた^[13]。Phobos 1 は、打ち上げから二ヶ月後に交信が途絶した。Phobos 2 (Fig. 1.1.2 (b)) は、火星の周回軌道に乗り衛星フォボスの画像の撮影に成功したが、これ以上の成果は得られなかった。ソ連崩壊後、ロシア連邦となつてからの火星探査は、Phobos 2 の成功を最後に失敗が続いている^[14]。

欧州宇宙機関 ESA (European Space Agency) は、2003年にヨーロッパ初の火星探査機 Mars Express^[15] (Fig. 1.1.2 (c)) を打ち上げた。ランダ Beagle 2 は、オービタから切り離された後に通信断絶したが、オービタは火星周回軌道上で現在も火星の探査を継続中である。これまでの探査で、火星の南極の極冠付近に広がる水の氷の存在を確認したほか、火星に海が存在していた有力な証拠も発見している。また、2004年にチュリュモフ・ゲラシメンコ彗星の近接探査を目的として打ち上げられた彗星探査機ロゼッタが、火星スイングバイに成功した際に、火星の北半球と二つの衛星を撮影している^[16]。

中国は、2011年にプラズマ環境、磁場や砂嵐の観測を目的とした萤火一号 (Fig. 1.1.2 (d)) という名のオービタを打ち上げた^[17]。しかし、地球の重力圏から離脱に失敗したため、探査は失敗に終わっている。

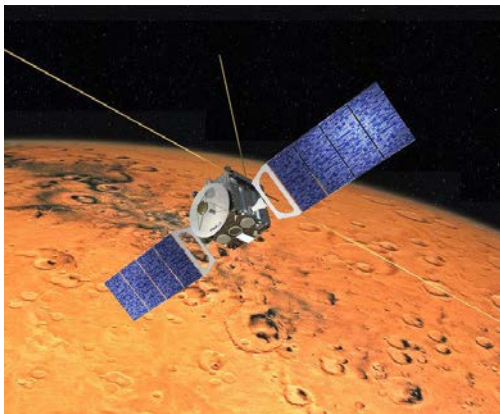
インドでは、2013年にメタンの検出など火星の地表ならびに大気の調査を目的とした火星探査機 Mars Orbiter Mission (Fig. 1.1.2 (e)) を打ち上げた^[18]。その後、六回の軌道修正を行いながら火星を目指し、2014年に火星軌道投入に成功し、アジア初の火星到達を成し遂げた。



(a) Mars Reconnaissance Orbiter
(Copyright ©JPL-Caltech /NASA)



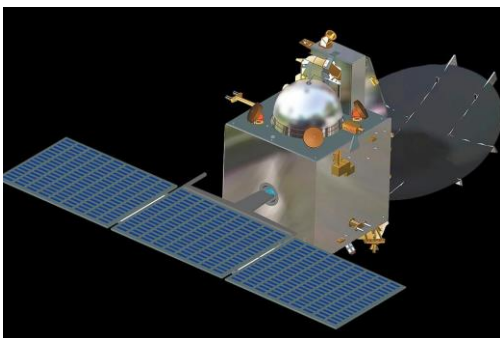
(b) Phobos 2 (Copyright © NASA)



(c) Mars Express (Copyright © NASA)



(d) Yinghuo 1 (Copyright © NASA)



(e) Mars Orbiter Mission
(Copyright ©ISRO)



(f) PLANET-B
(Copyright ©ISAS/JAXA)

Fig. 1.1.2 Mars Explorers (to be concluded)

日本では、1998年に文部省宇宙科学研究所（現 JAXA/ISAS, Japan Aerospace eXploration Agency / Institute of Space and Astronautical Science）によって火星探査機 PLANET-B（通称：のぞみ, Fig. 1.1.2 (f)）が打ち上げられた^[19]。しかし、2003年に火星周回軌道への投入を断念し、探査は失敗に終わっている。

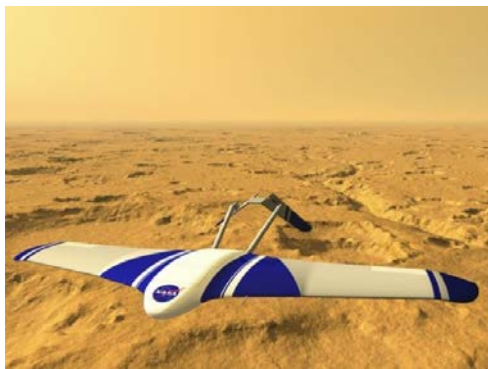
これらの火星探査機や着陸船による観測や画像撮影で、火星のより詳しい地図が作られ、さらには火星の地下に大量の水が存在している証拠も発見されている。火星探査のミッションは今も続けられており、火星に関する新しい発見や謎の解明が期待されているほか、NASA 等で計画されている次世代の有人火星探査のための情報の収集を行っている。

1.1.3 火星探査航空機

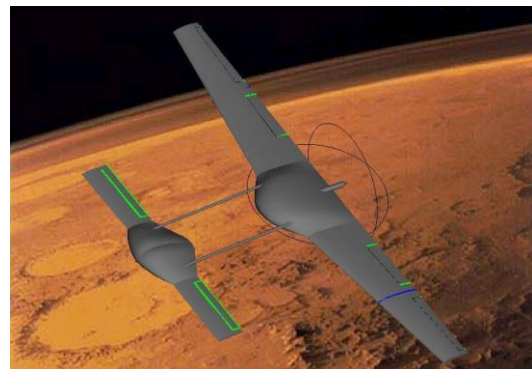
これまでの衛星やローバ等を用いた調査により、火星の地形や大気などのデータが集められてきた。しかしオービタによる軌道上からの観測では、解像度に限界がある。またランダやローバでの探査では、火星大気や地表を直接観測できるが、探査範囲において制限がある。例えば、Curiosity の一日の移動範囲は、たかだか 200m が限度である。さらに、火星の表面は北半球と南半球とでは異なり、北半球にはなだらかな平原が広がり南半球にはクレーターの多い高地や火山地帯が広がっている。加えて起伏に富んでおり、例えば、オリンポス山は高さ約 25km もある太陽系最大の火山、また赤道付近のマリネリス峡谷は長さ約 4000km、深さ 5~10km にもおおよび太陽系最大の渓谷と言われている。そのような広域での探査には、オービタよりも遥かに高精度な磁場観測や地質調査が可能で、かつローバやランダの行動範囲よりも遥かに広範囲の領域を地形や地表の障害物に影響されずに移動できる方法が必要である。それらの条件を満たす探査方法として、無人航空機 UAV (Unmanned Aerial Vehicle) を用いた飛行探査が検討されている。

その飛行探査の方法として、気球や飛行船タイプ、ヘリコプターのような回転翼タイプ、羽ばたき飛行タイプ、そして飛行機型の固定翼タイプなどの検討案がある。その中でも固定翼タイプは、探査範囲の広さや制御性の高さの面で他の方法に比べ優位であるとされる。その例として、NASA は、高度約 1.6km、航続距離 1000km 程度の飛行が可能な固定翼機 ARES (Aerial Regional-scale Environmental Survey of Mars) を検討していた (Fig. 1.1.3 (a))^[20]。ARES は、大気組成、磁場、地質データ取得を目的として考案された機体で、ロケット推進器を搭載し、主翼幅は 6.25m、総重量は 175kg 程度である。また、東京大学においても火星航空機の概念設計が行われた (Fig. 1.1.3 (b))。

ここで、飛行機型の探査機が火星まで運搬された後、飛行探査を開始する方法を考える。例えば、探査機が火星表面に着陸した後、離陸する方法がある。その場合、固定翼タイプの航空機の離陸には、加速が不可欠である。しかし、火星に滑走路の設置が困難であるため、地表からの離陸は大変難しい。そこでローバからカタパルトの射出式で航空機を発進させる案や、Fig. 1.1.4 に示すようにカプセルが火星大気に突入後、パラシュートを開いて減速し、巡航高度に達する前に航空機を大気中に放出し、折りたたまれた機体を展開して巡航状態に移る案が考えられている。特に後者は、NASA にて検討されていた ARES において最も有力視され、火星探査航空機ワーキンググループ（以下、火星探査航空機 WG、後述 1.1.4 を参照）^[21]においてもこのような形態や固定翼機の議論が行われている。飛行探査が成功すれば世界初の快挙であり、火星に関する調査が大きく前進することが期待できる。

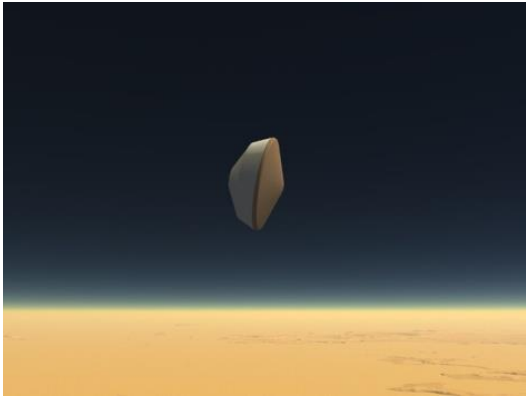


(a) ARES
(Copyright ©NASA)

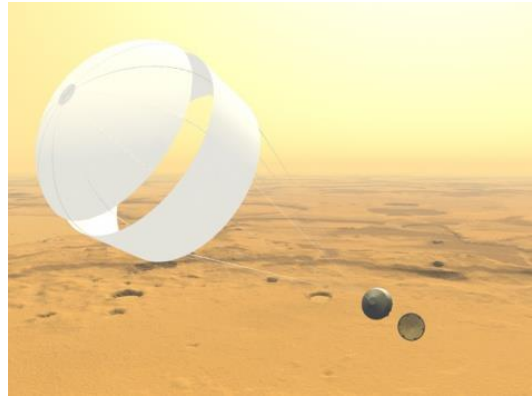


(b) Concept Model of Mars Airplane
(Copyright ©the University of Tokyo)

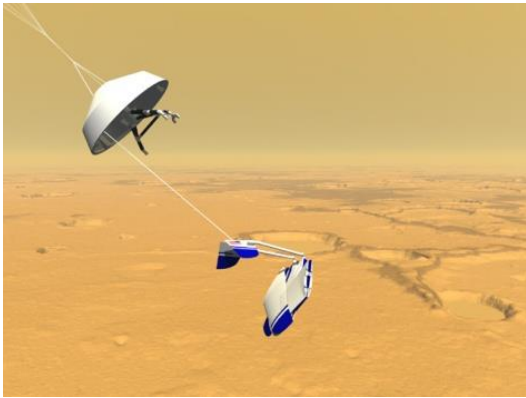
Fig. 1.1.3 Aircraft-type for Mars Explorers



(1) Mars' Atmospheric Entry



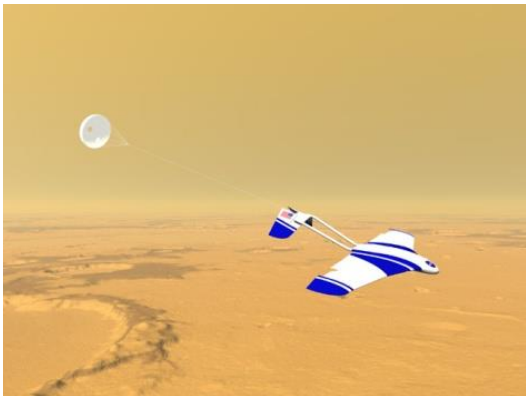
(2) Parachute Deployment



(3) Aircraft Release and Tail Deployment



(4) Deployment



(5) Pullout Phase



(6) Exploration

Fig. 1.1.4 Entry, Descent and Deployment Sequence of Events of NASA's ARES
(Copyright ©NASA)

1.1.4 MELOS

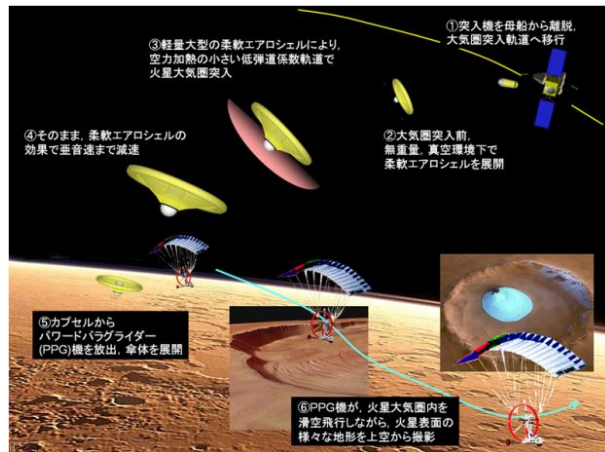
2008年6月、JAXA/ISASにおいてISAS宇宙理学委員会、JSPEC宇宙探査委員会の承認を受けて、火星複合探査ワーキンググループMELOSが発足した。このワーキンググループでは、オービタとランダを用いた火星の散逸大気観測、気象観測、地質観測、内部構造観測などを行い、火星環境の歴史を明らかにすることを目標としている。MELOS計画では、2020年代以降MELOS1、MELOS2およびその後のMELOSシリーズの打ち上げを予定している。

このMELOS1ミッションにおいて、探査用航空機の飛行技術実証を行うことを目的として、火星探査航空機WG^[21]が2010年に発足した。現在火星探査航空機WGでは、ARESと同様にカプセルからの放出・展開後に飛行を行う固定翼機 (Fig. 1.1.5 (a)) と、柔軟エアロシェルにより再突入後に展開されるインフレータブル構造のパワードパラグライダーPPG (Powered ParaGlider) (Fig. 1.1.5 (b)) の二つのチームを設けている。それぞれ飛行時に、磁気分布等の科学観測が可能である探査機を検討している。

特に、JAXA/ISASをはじめ、東北大学、九州工業大学、金沢大学、金沢工業大学等の複数の大学が連携し、固定翼機による探査を目指した議論が活発に行われている。九州工業大学は、火星探査航空機WGメンバーの一員として、火星探査航空機のシステム設計、空力設計、構造設計を担っている。現在、火星探査航空機WGでは、カメラおよび残留磁場観測装置を搭載し、地表からの高度約1~2kmの上空を100km程度飛行する探査機を検討している。巡航速度は60m/sとし、飛行時間は約30分を想定している。火星大気への投入方法は、1.1.3章でも述べたNASAのARESと同じ方法を検討している (Fig. 1.1.4)。具体的には、主翼および胴体を1回ずつ折りたたみ、火星大気エントリカプセルに収納し、地球から火星まで運搬する。その後、高度2~3kmの上空でエントリカプセルから切り離され、主翼および胴体を展開し、飛行探査を開始する。なお、推進系はプロペラ推進とし、離着陸装置は装備しない。火星探査航空機WGでは、このようなエントリ方法、サイエンスペイロードを持つことを可能とする機体として、Fig. 1.1.5 (a) ならびにTable 1.1.1に示す機体の設計を行っている。なお、Table 1.1.1には、機体諸元の一部を記載している。



(a) Fixed Wing Type Explorers (Copyright ©ISAS/JAXA)



(b) Powered Paraglider Type Explorers (Copyright ©ISAS/JAXA)

Fig. 1.1.5 MELOS Explorers

Table 1.1.1 Specifications of Mars Airplane

Span Length	2.42 m
Chord Length	0.48 m
Weight	4.24 kg
Cruise Speed	60.0 m/s
Cruise Power	1.37 N
Maximum Power	2.06 N
Propeller Blade Length	0.318 m
Rotating Speed	46.3 rps

1.1.5 火星における飛行条件

火星および地球の大気の諸元を Table 1.1.2 に示す。火星大気の大部分は二酸化炭素であり、大気密度は地球大気の 1/100 程度である。つまり、地球上で飛行している航空機が同じ速度で火星の大気中を飛行すると仮定した場合、重力は 1/3 になるが、揚力は 1/100 以下となる。また機体をロケットのペイロードとして搭載することを考えると、その機体サイズには限界がある。これらを考慮して飛行レイノルズ数（翼弦長基準）を推定した場合、火星探査航空機の飛行レイノルズ数は 10^4 オーダーとなり、地球上の一般的な航空機の飛行レイノルズ数の $10^6 \sim 10^7$ 程度と比較すると非常に小さく、模型飛行機や MAV (Micro Air Vehicle) と同程度となる (Fig. 1.1.6)。加えて火星大気の音速は地球の約 2/3 程度であるため、火星探査航空機は飛行速度を上げると、亜音速、もしくは遷音速領域に入りやすく衝撃波の発生による抵抗の増加が懸念される。しかし、このような特殊な飛行条件において過去に実用化された航空機は、一部の高高度偵察機のみであり (Fig. 1.1.7 (a))、同じく高高度で飛行実証を行った NASA の Helios Prototype^[22]を含めてもほとんど例がない (Fig. 1.1.7 (b))。

そこで火星探査航空機 WG では、火星探査航空機の実現可能性を実証や機体の空力データの取得を目的として、高高度飛行試験を計画している。地球上において高度 36km 付近では約 1/100 気圧になるため、火星上を飛行する際のレイノルズ数環境を模擬することができる。試験機の高度約 36km までの運搬には、JAXA が保有する超薄膜高高度気球を用いる (Fig. 1.1.8)。なお高高度飛行試験は、北海道帯広郡大樹町にある大樹航空宇宙実験場にて実施される。高高度試験に用いる機体の図面を Fig. 1.1.9 (a) に示す。試験機には、主翼や胴体の展開機構、推進器を搭載していない。試験の主な内容としては、まずゴンドラ内に格納された実験機 (Fig. 1.1.9 (b)) を超薄膜高高度気球に接続し上昇させ、目的高度付近で実験機を離脱させる。次に、機体の引き起こしを行い、水平飛行に移る。この水平飛行中に、迎角を変化させながら空力データの取得、並びに姿勢センサ等の搭載機器の動作を確認する。その後パラシュートを開傘させ、海面上まで緩降下させる。このような試験シーケンスを、Fig. 1.1.9 (c) に示す。2013 年 5~6 月にかけて、第一回高高度飛行試験が行われた。JAXA/ISAS をはじめ、東北大学、九州工業大学、金沢大学、金沢工業大学が参加し、大樹航空宇宙実験場にて試験準備を行った。しかし、大気球側のシステム不具合により中止となったため、次期高高度飛行試験に向け機体の改修を行っている。

Table 1.1.2 Physical Properties of the Earth's and the Martian Atmospheres

		Mars	Earth
Acceleration of Gravity	[m/s ²]	3.66	9.81
Gas Composition	[%]	CO ₂ : 95.3	N ₂ : 78.1
		N ₂ : 2.7	O ₂ : 20.9
		Ar : 1.6	Ar : 0.9
		O ₂ : 0.13	CO ₂ : 0.039
Pressure	[kPa]	0.6~1	101.3
Density	[kg/m ³]	0.0118	1.225
Viscosity Coefficient	[kg/(ms)]	1.36×10 ⁻⁵	1.789×10 ⁻⁵
Gas Constant	[J/(kgK)]	192	287
Ratio of Specific Heats	[-]	1.29	1.4
Speed of Sound	[m/s]	258	340

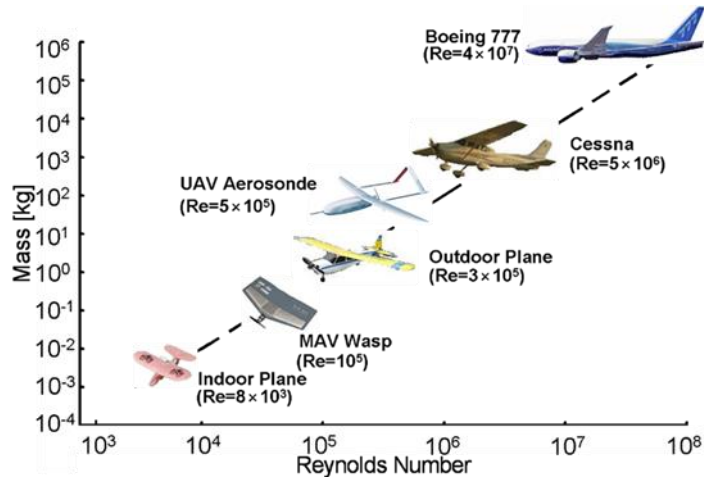


Fig. 1.1.6 Flight Reynolds Number

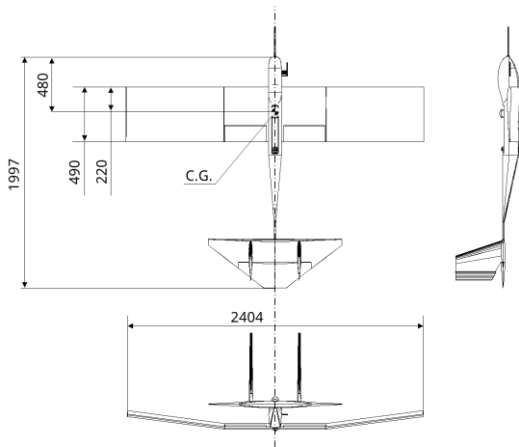


(a) Lockheed U-2 (Copyright ©U.S.Air Force) (b) Helios Prototype (Copyright ©NASA)

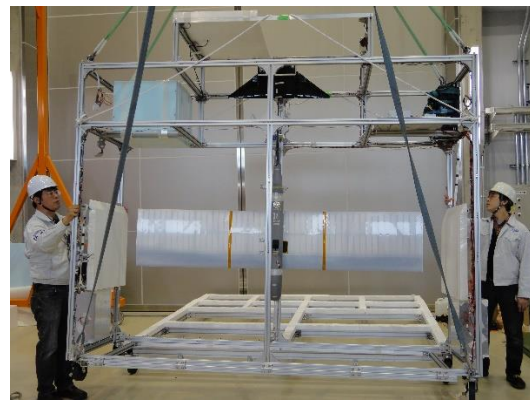
Fig. 1.1.7 Examples of High Altitude Aircraft



Fig. 1.1.8 Highest Altitude Balloon Using The Ultra-thin Polyethylene Film
(Copyright ©ISAS/JAXA)

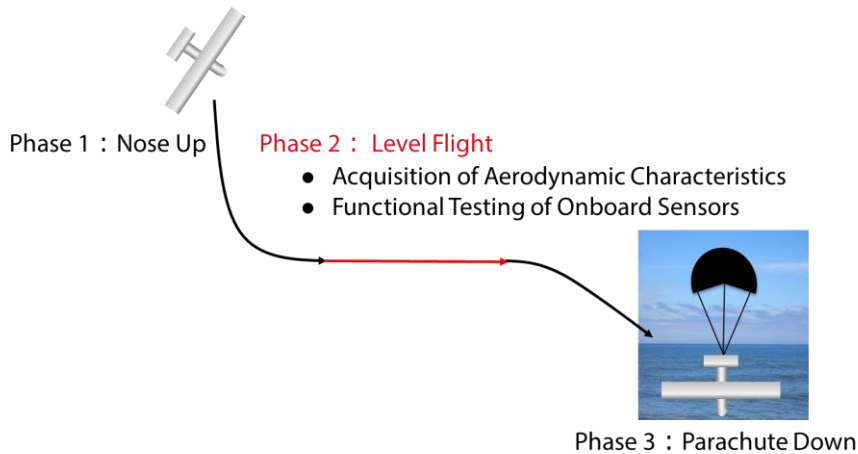


(a) Size of Flight Test Model
(Copyright ©ISAS/JAXA)



(b) Flight Test Model in Gondola
(Copyright ©ISAS/JAXA)

Separate from Balloon



(c) Flight Test Sequence

Fig. 1.1.9 Flight Testing Model of Mars Exploration Airplane

1.1.6 火星探査航空機実現に向けた課題

火星探査航空機は、低レイノルズ数という特殊な環境を飛行しなければならず、史上初の探査航空機の開発には克服すべき課題が多い。そこで本節では、より具体的な火星探査航空機の飛行実現に向けた課題について、低レイノルズ数空力設計 (1.1.6.1 章)、機体システム設計 (1.1.6.2 章)、そして航法誘導制御 (1.1.6.3 章) に分けて述べる。

1.1.6.1 低レイノルズ数空力設計

レイノルズ数とは、流体力学において慣性力と粘性力との比で定義される無次元数である。レイノルズ数は、代表寸法を翼弦長 c 、一様流速度を U_∞ 、流体の動粘度を ν_∞ とし、次式で表される。

$$Re = \frac{U_\infty c}{\nu_\infty} \quad (1.1)$$

火星探査航空機の飛行環境である 10^4 オーダのレイノルズ数における翼の空力特性を系統的に議論した論文は、非常に少ない。その数少ない先行研究から、低レイノルズ数領域における空力特性は 10^6 以上のレイノルズ数流れと比較して大きく異なることが分かってきている。例えば、

- ① 最大揚抗比はレイノルズ数の低下に伴い減少すること
- ② 翼周りの流れ場や空力特性が翼型、レイノルズ数、迎角や表面形状等に非常に敏感であること

が明らかになっている。

まず①に関して、レイノルズ数と最大揚抗比の関係図を Fig. 1.1.10 に示す^[23]。地球上を飛行する航空機に用いられるような表面が滑らかな翼型は、レイノルズ数が 10^5 以下の低レイノルズ数領域になると、最大揚抗比の著しい低下が起こる。

この要因として考えられる現象に、低レイノルズ数では層流剥離が起りやすいことが挙げられる。剥離とは、低レイノルズ数領域において翼型がある迎角を保ちながら一様流内にあるときに、表面に沿って流れてきた流体が表面から離れる現象を言う。特に境界層内の流れが層流を維持する場合、層流剥離と言う (Fig. 1.1.11)。低レイノルズ数

領域では、比較的低迎角で剥離しやすくなるため、高揚力を得るのが困難になる。また粘性抵抗が増大することなどにより、揚抗比がレイノルズ数低下とともに減少していく。

次に②に関して、レイノルズ数が $10^4 \sim 10^5$ の低レイノルズ数領域では、ある迎角で層流剥離を起こした流れが翼面へ再付着し、境界層内に循環流を発生させる事がある。この循環流を剥離泡という (Fig. 1.1.12) ^[24]。翼面上で形成される層流剥離泡は、大きく分けて2種類存在する。迎角の増加とともに剥離泡の長さが短くなる「Short Bubble」と、反対に剥離泡の長さが長くなる「Long Bubble」である^[25]。これらの剥離泡の有無、剥離や再付着位置の変化が、表面形状、レイノルズ数や迎角の変化に敏感であるため、空力係数を非線形的に変化させることが知られている。しかしながら、流れ場と空力特性との関連性について主に経験的な理解が多く、空力変化を引き起こす流れ場のメカニズムの解明は十分ではない。そのため、層流剥離や剥離泡などを正確に評価できる解析手法の確立し、空力変化を引き起こす要因を特定することが重要である。

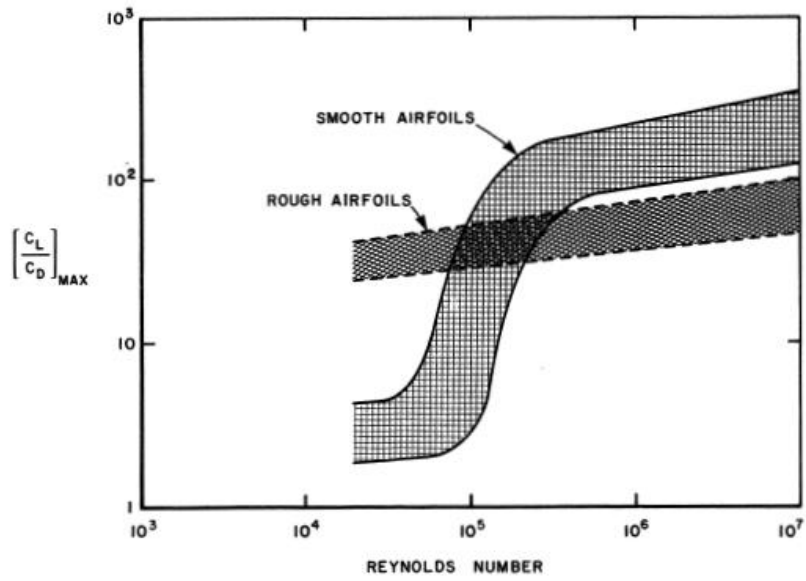


Fig. 1.1.10 Relationship between Reynolds Number and Maximum of Lift-to-drag Ratio^[23]

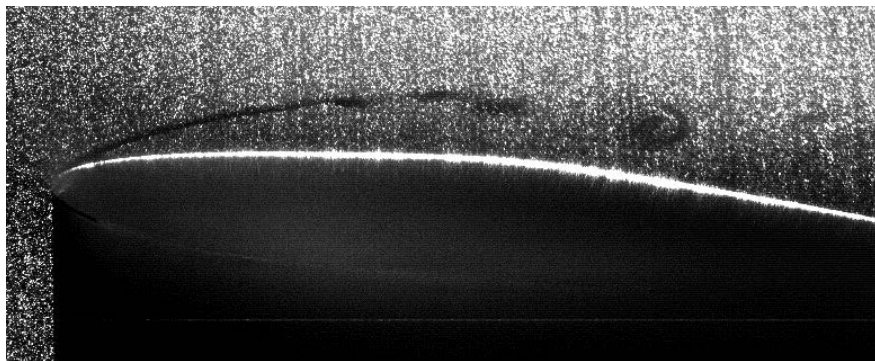


Fig. 1.1.11 Visualization of Airfoil Upper Surface Flow by PIV Particles^[24]

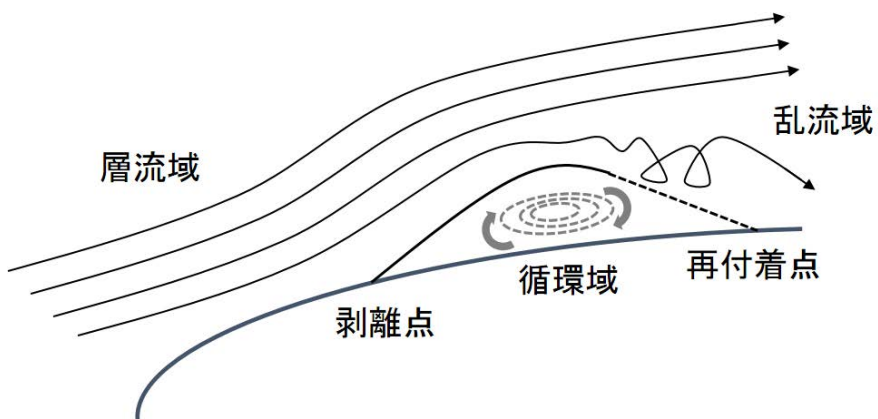


Fig. 1.1.12 Flow Characteristics with Separation Bubbles

1.1.6.2 機体システム設計

大山らは、残留磁場観測機器を搭載し航続距離 100 km の飛行を可能とする火星探査航空機の多目的設計最適化を行っている^[26]。多目的設計最適化では、空力、推進、構造等も考慮し、ミッションを遂行するための小型火星探査飛行機について複合領域における設計検討している。目的関数に、1) 必要カプセル直径の最小化、2) 航続距離の最大化、3) 巡航速度の最小化、4) 巡航速度と最小速度の差の最大化の 4 つとし、解を求めするために多目的進化アルゴリズム MOEA (Multi Objective Evolutionary Algorithm) を用いている。また空力性能に関するデータとして、主翼翼型を石井翼型、尾翼翼型には NACA0006 を用いている。ここで石井翼型とは、ハンドランチグライダー競技において世界チャンピオンである石井満によって設計された翼翼型であり、低レイノルズ数領域において高性能であることが実証されている（後述、1.2.3 章）^{[27][28][29]}。なお石井翼型の空力データは、本校宇宙システム研究室による風洞試験値である^[30]。また主要な機体形状は主翼アスペクト比および主翼スパン長の二つのパラメータで決定されることとし、これに加えて、巡航速度および機体質量を設計パラメータとしている。それぞれの設計変数の設計領域の下限値および上限値を Table 1.1.3 に示し、各設計候補の性能評価の全体の流れを Fig. 1.1.13 に示す。

多目的設計最適化計算の結果、設計要求を満たす解は得られなかった。そこで大山らは、以下のような機体軽量化および空力性能向上を提案している。

- ① 主翼構造質量の 30% 減を達成する。
- ② 主翼揚力係数の 20% 増、すなわち揚抗比を 20% 以上の向上を達成する。

ただし、抗力係数は現状より増やさない。

①に関して具体的な数値を挙げると、目標面密度 389g/m^3 である。現在想定している主翼サイズであれば片翼 238g 以下にしなければならない。現在この目標面密度ならびに設計要求の強度を両立できる翼構造の研究開発を、JAXA/ISAS と九州工業大学が行っている^[31]。

②の要求を克服するには、既存する翼翼型の中から見つけ出す方法と、新たに設計する方法が挙げられる。前者の方法では、近藤らがフクロウ翼等の鳥類翼翼型に注目して数値解析を行っている^[32]。その結果フクロウ翼は、大山らの要求を満たす性能を持つことが判明した。しかし、翼厚が後縁に近づくにつれ大変薄くなる形状であるため、製作が困難である (Fig. 1.1.14)。いくら素晴らしい性能を持った翼翼型でも、新たに開発している火星探査航空機主翼構造として製作可能なものでなければならない。

Table 1.1.3 Exploration Area of Design Variables^[26]

	Lower Bounds	Upper Bounds
Aspect ratio of Main Wing [-]	4.0	8.0
Span Length of Main Wing [m]	1.0	4.0
Cruising Speed [m/s]	50	60
Airframe Mass [kg]	2.0	7.0

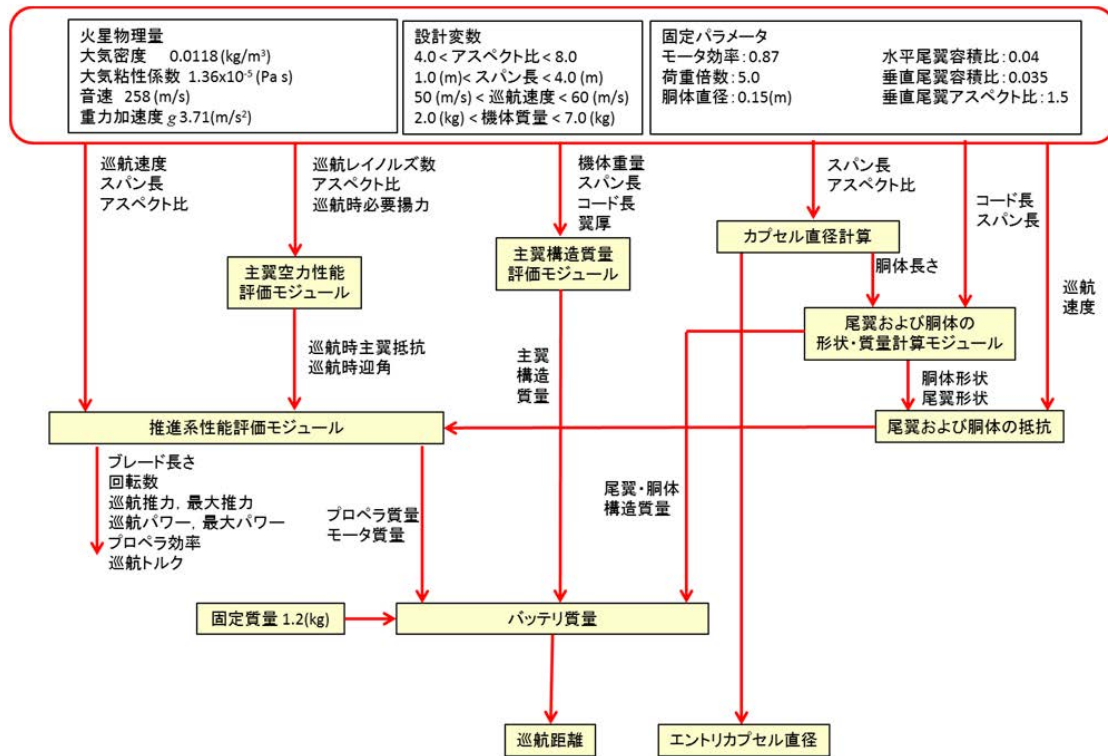


Fig. 1.1.13 Flow of Performance Evaluation^[26]



Fig. 1.1.14 Airfoil of Owl^[32]

1.1.6.3 航法誘導制御方式

大山らの検討結果^[25]によると、火星には GPS が存在しないこと、磁気方位計が使えないこと、エアデータセンサのデータ取得精度が落ちることなど、航法誘導制御の面においても非常に不利であり、火星大気へのエントリ方法などについても検討が必要であるとされている。さらには、火星探査航空機が飛行すると想定される高度数 km において定常的に数～20 m/s 程度の風が吹いていることや、同程度の突風、そしてダストデビルと呼ばれる最大で高度数 km にも達する砂塵嵐現象（地球で言うと竜巻のような現象）が頻繁に発生していることなどが過去の火星探査より知られている。平栗らは、火星大気の乱流や塵旋風をモデル化した火星気象の元で、火星探査航空機の飛行シミュレーションを行っている^[33]。その結果、想定ミッションを完遂するために高性能な推進器の搭載ならびに高い機体強度が必要だと考察している。このように火星探査航空機実現には、空力性能はもちろんのこと、構造や飛行制御等の各分野において技術革新が求められている。

1.2 空力設計課題の先行研究

これまで述べてきたように、従来の航空機開発で培った空力設計で得られた既存の翼型では、火星探査航空機は成立しない。そこで、低レイノルズ数用の新たな航空機や翼型の設計方法を検討する必要がある。

本研究では、低レイノルズ数領域で性能の良い翼型を設計することで、火星探査航空機の実現に貢献することを目的としている。この目的を果たすためには、層流剥離や剥離泡などの複雑な流れ構造、またそれに伴う空力係数の特性等の知見が必要である。そこで次節から、各分野における先行研究について述べる。

1.2.1 低レイノルズ数翼周り流れの風洞試験による先行研究

低レイノルズ数における翼型周り流れを本格的に研究し始めた人物は、ドイツ人の F.W.Schmitz で、1967 年に "Aerodynamics of the model airplane part1" をまとめている^[34]。その内容は、低レイノルズ数領域で性能の良い翼型を設計するための指針を得ることを目的として、低レイノルズ数領域における様々な翼型の風洞試験結果による力測定と、流れ場の図的考察で占められている。Schmitz らは風洞試験によって得られた結果より、低レイノルズ数流れにおける性能の良い翼型として以下のような特徴を持つことが重要であると述べている。

- ① 厚翼は性能が著しく低下するため、翼厚はできるだけ薄くする。
- ② 翼上面をフラットにすることで、剥離領域を小さくすることができる。
- ③ 翼下面で大きな正の曲率を持つことで、翼下面での揚力を得ることができる。

上記のように Schmitz が得た最後の結論に関しては、流れ場の議論が十分ではなく、主に空力係数とその形状等からの推測であると考えられる。

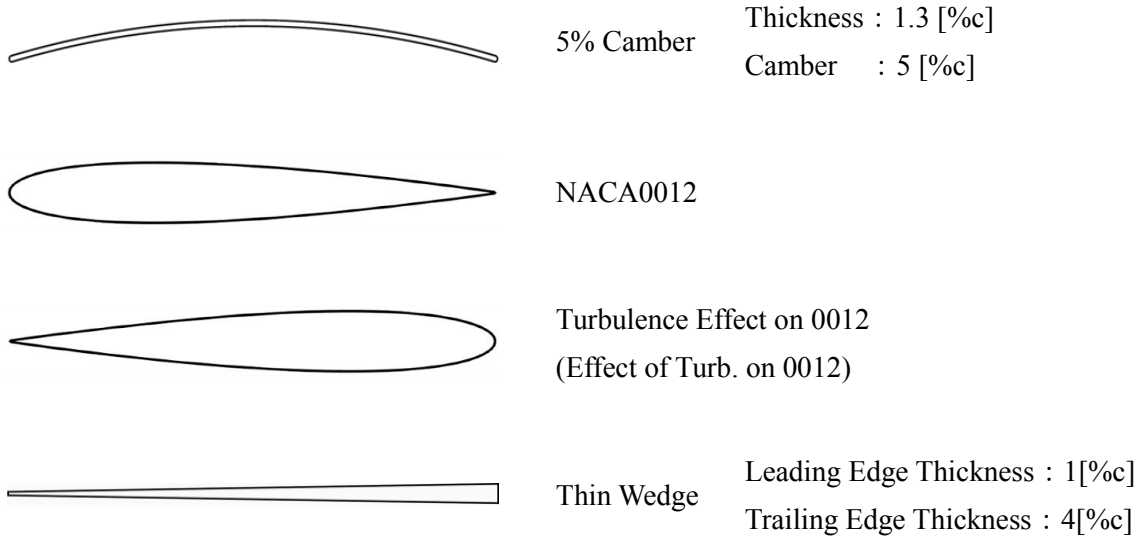
Laitone は、Schmitz と同様に、低レイノルズ数翼型特性に着目して風洞試験を行っている^{[35][36]}。Fig. 1.2.1 は、レイノルズ数 20,700 における 4 種類の翼型（円弧翼型、NACA0012 翼型、前縁後縁を反転した NACA0012、楔型翼型）を示し、揚力係数－迎角と揚抗比－迎角の関係を表したグラフである。Fig. 1.2.1 (b) に着目すると、揚力係数と失速特性だけを見れば、円弧翼、楔型翼、前縁後縁を反転した NACA0012、そして NACA0012 の順番となる。

その中で NACA0012 翼型は、他の翼型とは違い迎角 3° 付近から迎角の増加に伴って揚力係数が強い非線形性を持って増加していることがわかる。これは低レイノルズ数領域

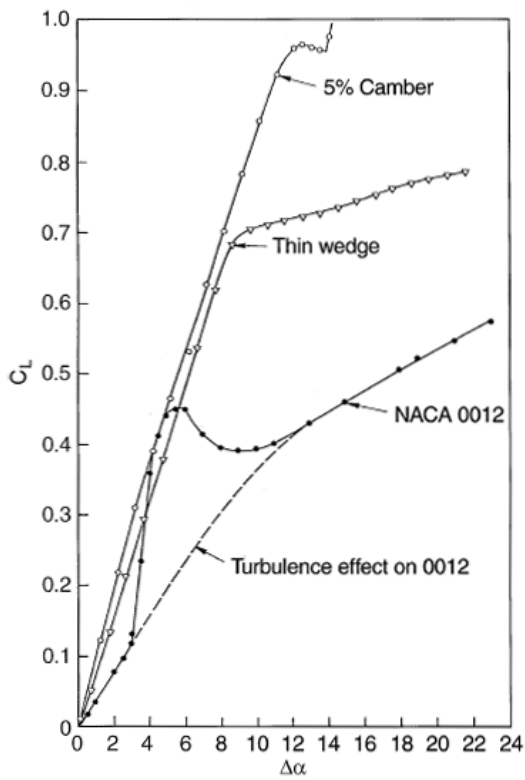
における NACA0012 翼型などの厚翼に表れる特徴であり、非線形性のみに着目した研究も近年行われているほどであるため、後で別途詳細を述べたい（本章）。また NACA0012 翼型は、揚力係数が非線形的な増加をしている点に加え、他の薄翼型に比べて性能が著しく低い。これについては、先述した Schmitz の提案のように、低レイノルズ数領域では、厚翼型の性能が著しく低下するという主張と一致する。さらに、Laitone らが示したこの結果で最も興味深いのは、NACA0012 翼型の前縁と後縁を反転させて風洞試験を行っている点にある。そこで注目すべきは、反転した NACA0012 の翼型を含む NACA0012 翼型以外の翼型は揚力係数が線形に増加していることである (Fig. 1.2.1 (b))。NACA0012 翼型以外の翼型の揚力曲線が線形になっているのは、NACA0012 翼型と比較して、前縁が鋭いためであると考えられる。さらに、NACA0012 翼型の最大揚力係数は 0.45 であることに對し、前縁と後縁を反転した NACA0012 翼型の最大揚力係数は 0.65 となり、約 44% 上昇している。従ってこのレイノルズ数領域では、前縁が鋭い翼型の方が高い性能を発揮できることがわかる。

さらに、円弧翼と楔型翼は反転させた NACA0012 翼型よりも最大揚力係数が高く、失速性能、最大揚抗比共に反転された NACA0012 翼型を上回っている。ここで特に注目すべき点は、円弧翼と楔型翼を比較すると、円弧翼の最大揚力係数は楔型翼の 1.25 倍、揚抗比に関しては 1.6 倍以上にもなり、円弧翼の性能が群を抜いていることにある。これは、この二つの翼型が、Schmitz が提唱した"薄翼を使用すること"を共に満たしているが、円弧翼では"翼下面に少し強いキャンバーを持つこと"、楔型翼では"翼上面がフラットである"といった Schmitz が提案した特徴のうち、それぞれ異なったものを持ったことの差異と考えられる。Laitone の結果は、Schmitz の考察の裏付けとなる風洞試験結果となっている。

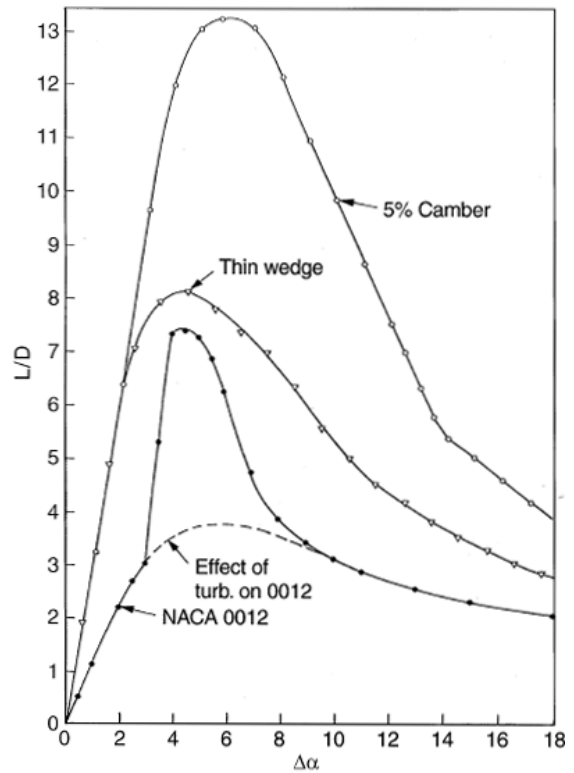
しかし、Laitone の結果は形状と空力特性の関係性について述べているが、流れ場と空力特性の関係については言及されていない。この風洞試験は、レイノルズ数 20,700 で実施されているため、翼面上に層流剥離や、剥離泡が形成される可能性がある。しかし、それぞれの風洞試験では、流れ場と空力特性の関係は明らかにされていない。そこで、次に厚翼の揚力係数の非線形性を述べるとともに、厚翼、薄翼の空力特性と流れ場の相関について説明する。



(a) Test Airfoils



(b) Lift Coefficient



(c) Lift-to-drag Ratio

Fig. 1.2.1 Variation of C_L and L/D with Angle of Attack at $Re = 20,700$ ^{[35][36]}

Fig. 1.2.1 にも示したように、レイノルズ数が 10^4 付近において NACA0012 に代表される厚翼の揚力係数-迎角曲線は、強い非線形性を示すことが知られている。この非線形性についての先行研究はあまり多くは無いが、古くは Mueller らが報告している^[37]。Mueller と Batill は、NACA66₃-018 翼型を用いて、レイノルズ数が 4×10^4 から 4×10^5 の範囲で風洞試験による翼特性の測定を行った。その結果、剥離によって揚力特性が強い非線形性を示し、特に低迎角においては揚力傾斜が逆転し、迎角があるにも関わらず揚力係数が負を示す現象が起こることを述べた。また、レイノルズ数 4×10^4 では、迎角 $\alpha = 8^\circ$ 付近を境に揚力係数が不連続に変化することを指摘している。これは、煙による可視化によって層流剥離と再付着が要因であると説明されている。加えて、翼前縁にテープを張り、翼面粗さがこの不連続な変化に与える影響について調べている。翼面粗さが大きい場合、剥離流れが再付着しやすくなると述べている。

さらに最近では、大竹らが NACA0012 翼型の空力特性についてレイノルズ数効果とともに考察している^[38]。本章では、提供していただいた風洞試験結果の数値データを基に作成した空力特性 (Fig. 1.2.2) を示しながら、厚翼の揚力傾斜の非線形性について説明する。大竹らは翼弦長 $c = 75\text{mm}$ 、アスペクト比 $AR = 4.0$ と $c = 150\text{mm}$ 、 $AR = 2.0$ の 2 種類のサイズをレイノルズ数によって使い分けて風洞試験を行った。

その結果、Fig. 1.2.2 (a) からも分かるように、NACA0012 翼型の揚力曲線は強い非線形性を示している。この現象は、Laitone の実験でも同様の傾向が見られる (Fig. 1.2.1 (b))。また、レイノルズ数の効果に着目すれば、レイノルズ数が低くなればなるほど最大揚力や最大揚抗力は下がり Schmitz の主張とも一致する。さらに、非線形性を示している部分に着目すると低レイノルズ数ほど迎角の上昇に伴って揚力が緩やかに上昇している。この揚力の非線形性について、大竹らは $Re = 30,000$ のケースを具体例とし、1) $\alpha = 0.0 \sim 2.0^\circ$ 、2) $\alpha = 2.0 \sim 4.5^\circ$ 、3) $\alpha = 4.5 \sim 9.0^\circ$ 、4) $\alpha = 9.0 \sim 12.0^\circ$ 、5) $\alpha = 12.0^\circ$ 以上の五つの領域に分けて説明している。本論文では失速領域までに注目し、以下、簡単にまとめる。

1) $\alpha = 0.0 \sim 2.0^\circ$

低迎角において揚力傾斜が負になる領域である。この現象はレイノルズ数が 10,000 から 90,000 までみられる。この迎角域では、 $\alpha = 0.0^\circ$ ですでに翼上下面ともに後縁付近で剥離を起こしていることが確認されている。また迎角の増加に伴って流れの剥離点が上面においては前縁側に、下面においては後縁側に移動していく。この翼面上の剥離領域の

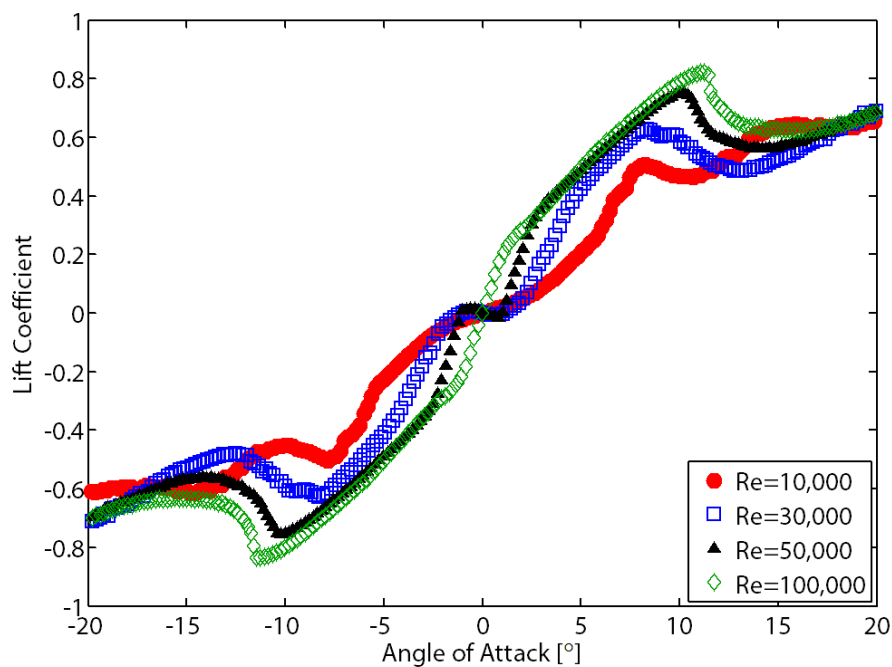
不均衡が翼面上の圧力係数 C_p 分布に影響を及ぼしているために、このような非線形性が表れている。

2) $\alpha = 2.0 \sim 4.5^\circ$

この迎角領域では、揚力係数が急増する。大竹らはこの揚力上昇の原因について、翼の後縁付近での渦を伴う乱れた流れが揚力上昇に寄与していると考察している。

3) $\alpha = 4.5 \sim 9.0^\circ$

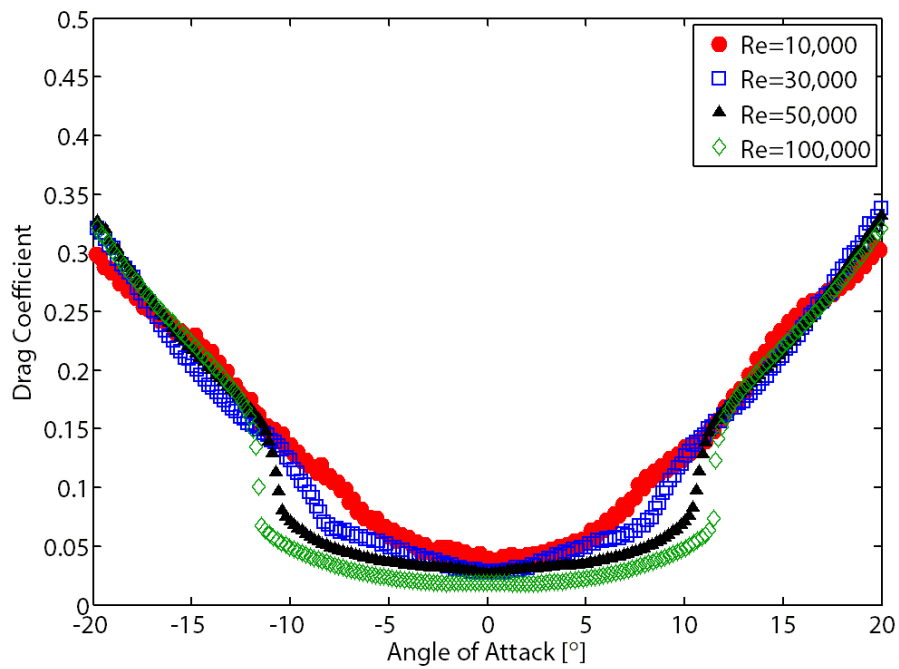
迎角が 4.5° に達すると、翼面上に剥離泡が形成され、迎角の上昇に伴って剥離点が前縁に移動しながら、剥離泡の長さが短くなる Short Bubble が形成される。その長さは翼弦に対して数%~数十%に相当し、剥離泡より下流で再付着した流れは乱流境界層を形成し、翼面からの剥離を抑える効果をもたらす。



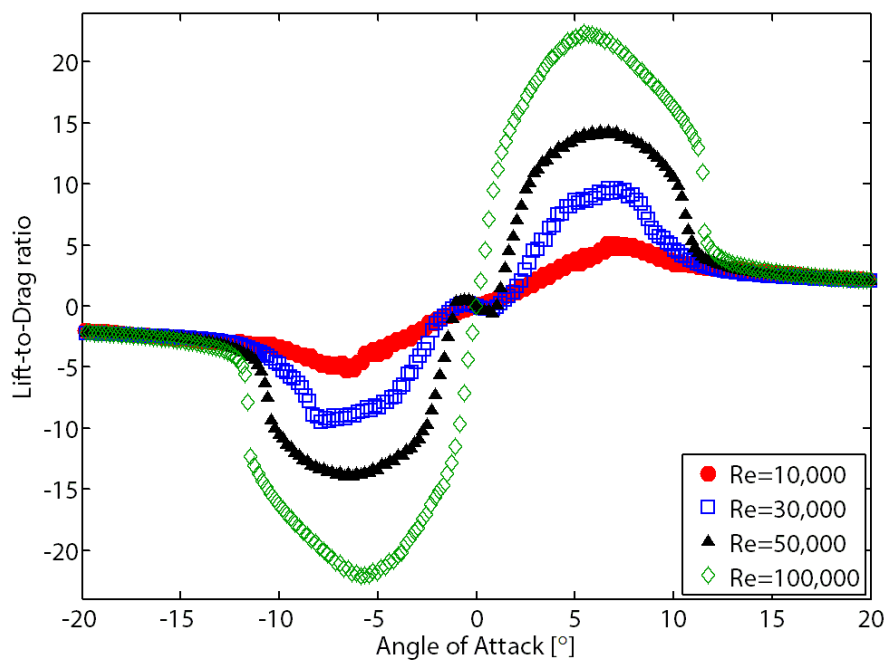
(a) Lift Coefficient

Fig. 1.2.2 Variation of Aerodynamic Characteristics with Angle of Attack for NACA0012^[38]

(to be continued)



(b) Drag Coefficient



(c) Lift-to-drag Ratio

Fig. 1.2.2 Variation of Aerodynamic Characteristics with Angle of Attack for NACA0012^[38]

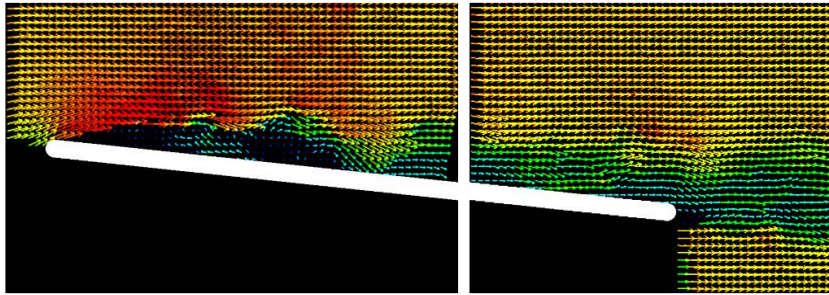
(to be concluded)

大竹らの考察のように、NACA0012 のような厚い翼型の特性は、非常に複雑である。特に揚力の急上昇については、Mueller^[37]や岡本^[39]らの実験では測定された剥離泡が捕捉されていないため、そのメカニズムも依然として明らかにはなっていない。これの解明のためには、流れ構造の理解、また C_p 分布の測定が必要であると考えられる。

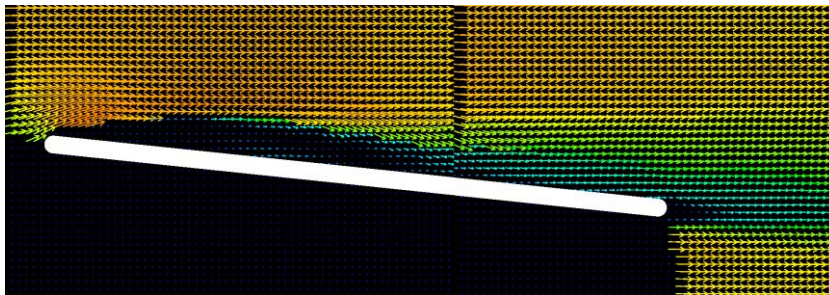
そこで近年、NACA0012 等に対して粒子画像流速測定法 PIV による流れ場の可視化を行うことで、翼周りの流れ構造を理解する試みが注目されている。Sasaki らは、火星探査航空機で想定されるレイノルズ数領域 ($1.0 \times 10^4 \sim 4.0 \times 10^4$) において、NACA0012、石井翼、平板翼を用いて PIV 計測による流れ場の可視化を行い、風洞による三分力試験から得られた空力特性との関係を考察した^[24]。その一部を以下のようにまとめる。

- ① 翼面上の剥離流れの多くは非定常渦の放出を伴うが、平均流れ場の観察により流れの再付着や剥離泡の有無や規模を推定できる (Fig. 1.2.3).
- ② 平均流れ場の形態は後縁剥離、剥離泡、前縁剥離の三つに分類でき、それぞれ各翼型の空力特性を特徴づける (Fig. 1.2.4).
 - (1) NACA0012 の空力特性の強い非線形性とレイノルズ数依存性は、迎角やレイノルズ数の変化に伴って流れの形態が変化することに起因する (Fig. 1.2.5).
 - (2) 平板翼は、迎角によらず剥離点が前縁直後にあるため、失速角以下では常に再付着流れであり剥離泡の大きさのみが変化することで、線形的な揚力特性を示す (Fig. 1.2.6).
 - (3) 石井翼の上面の流れは NACA0012 と同様に三つの形態に変化するが、その剥離の規模が小さいため揚力の非線形性は小さい (Fig. 1.2.7).
- ③ レイノルズ数 $1.0 \sim 4.0 \times 10^4$ では、後縁剥離はレイノルズ数が小さいほど起り易く、反対に剥離泡（再付着）はレイノルズ数が大きいほど起り易い。また剥離泡の長さはレイノルズ数が大きいほど短い (Table 1.2.1).

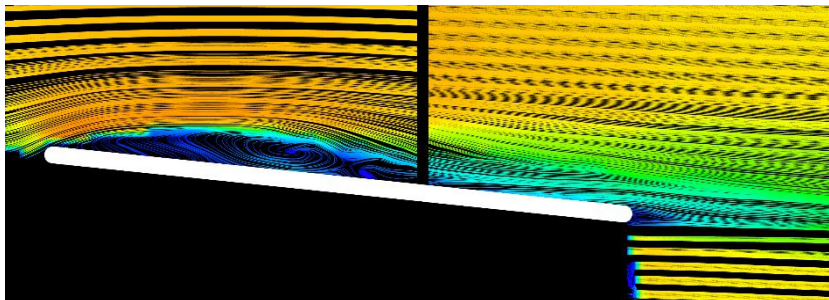
以上のような流れ場と空力特性の相関に対する研究も増えて来ており、Tamai らは曳航流体槽と水素気泡法と組み合わせ、更に低いレイノルズ数における考察も行っている^[40]。このように、低レイノルズ数領域特有の空力特性のメカニズムが徐々に明らかになりつつある。



(a) Velocity Vector of Instantaneous Flow Field

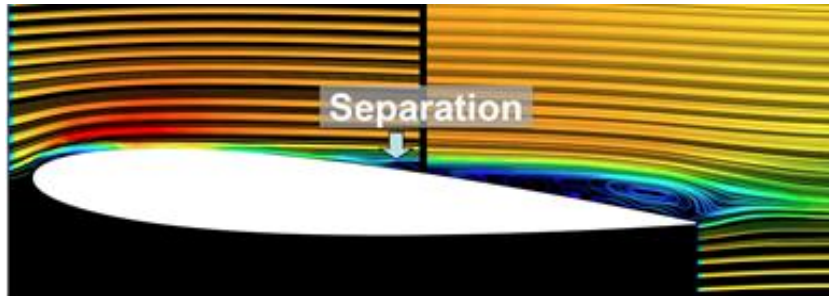


(b) Velocity Vector of Time-averaged Flow Field

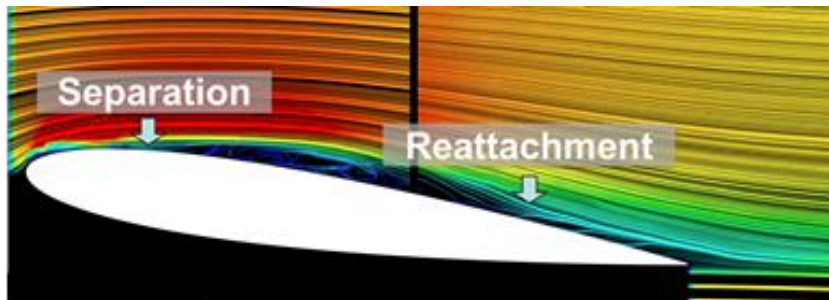


(c) Streamline of Time-averaged Flow Field

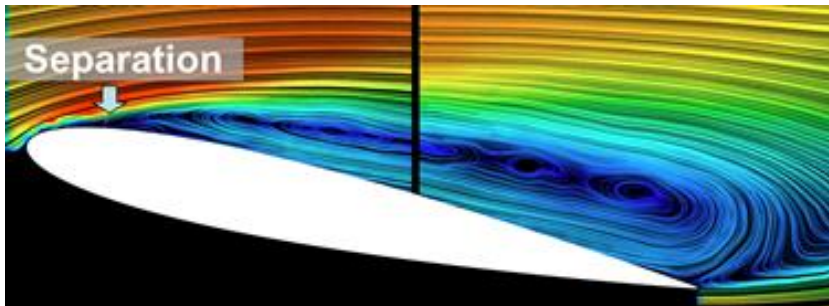
Fig. 1.2.3 Flow Field around Flat Plate at $Re=2.0 \times 10^4$ [24]



(a) Separation Flow at Trailing Edge

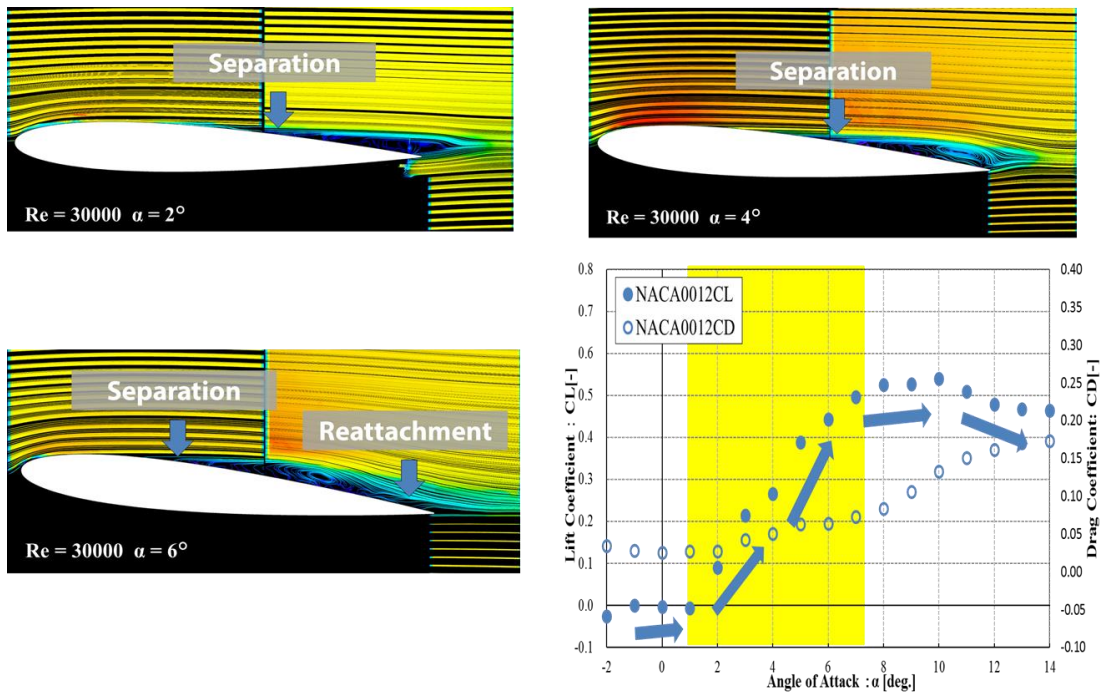


(b) Flow with Separation Bubble

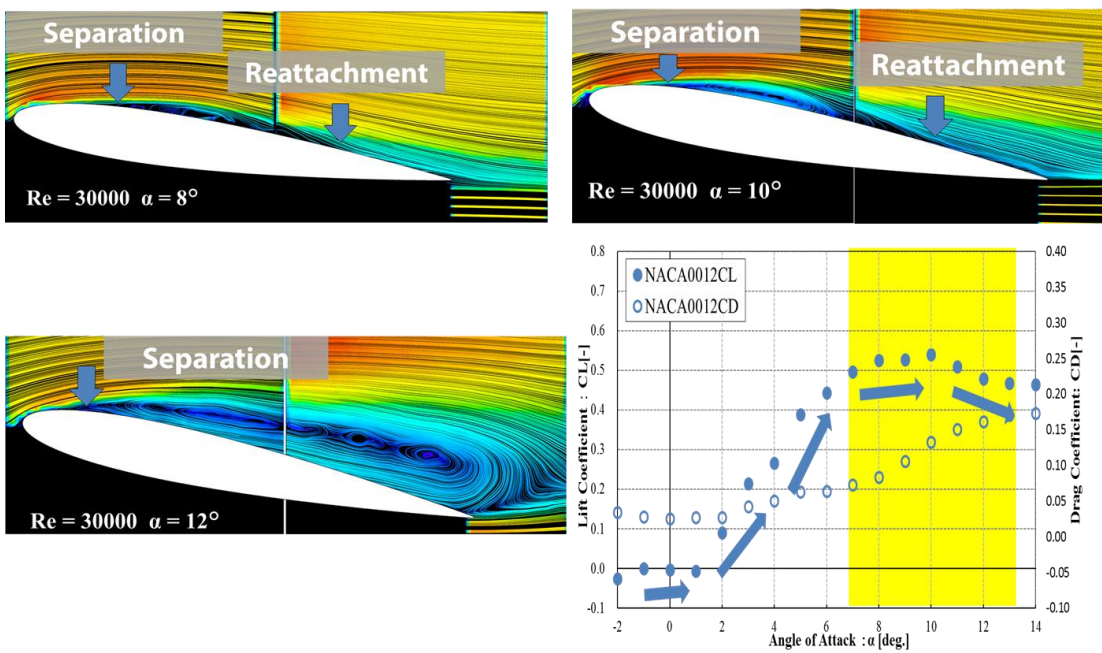


(c) Separation Flow from Leading Edge

Fig. 1.2.4 Entire Form of Flow Field around NACA0012 ^[24]

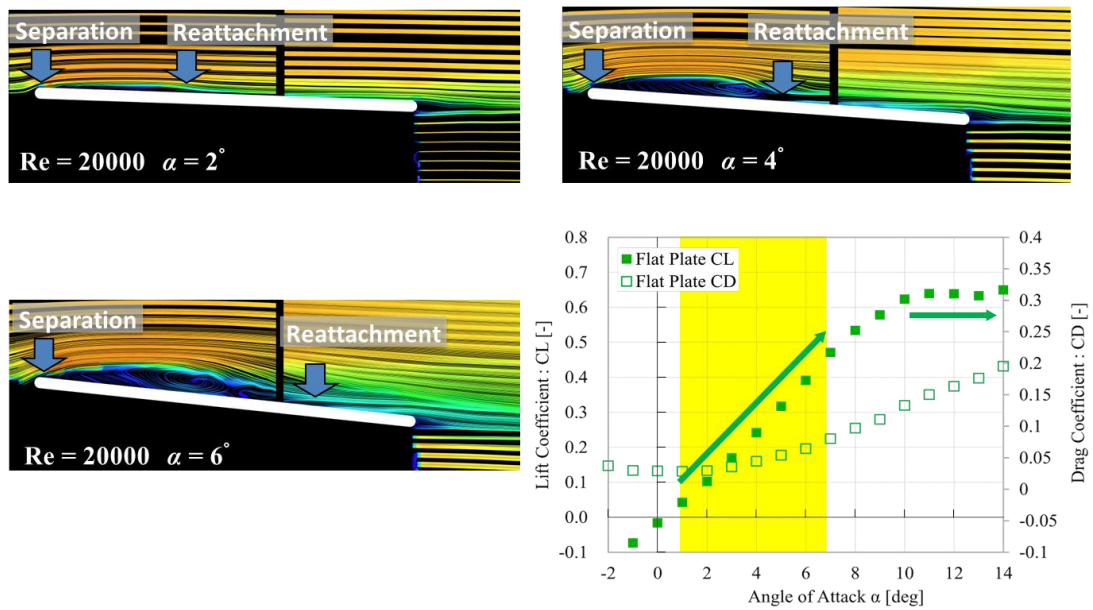


(a) Angles of Attack : $\alpha = 2 \sim 6 [^\circ]$

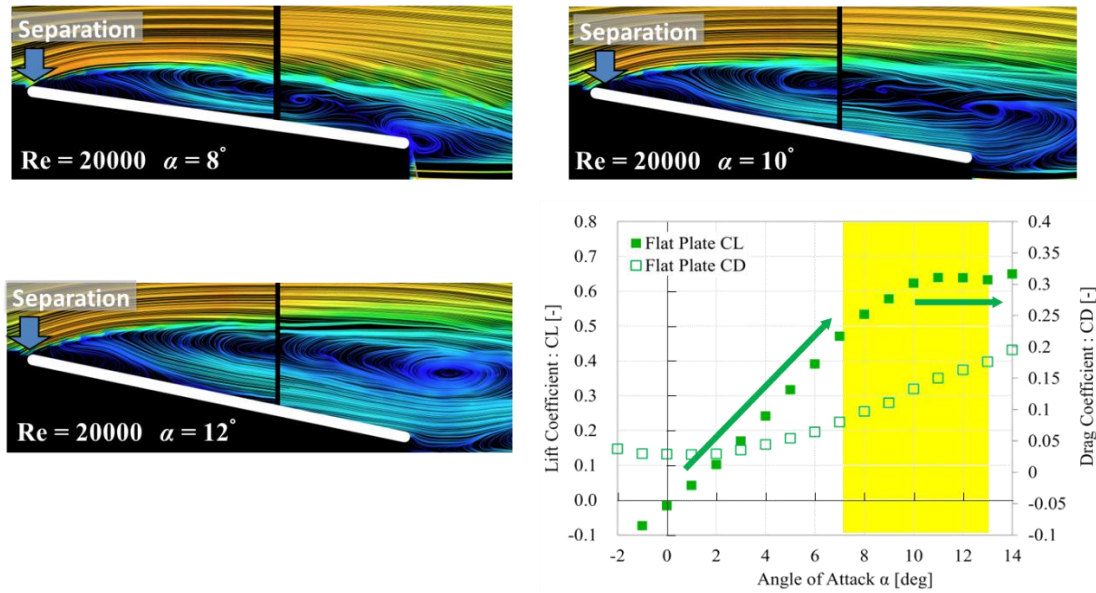


(b) Angles of Attack : $\alpha = 8 \sim 12 [^\circ]$

Fig. 1.2.5 Relationship between Time-average Flow-fields and Aerodynamic Characteristics of NACA0012 at $Re = 3.0 \times 10^4$ [24]

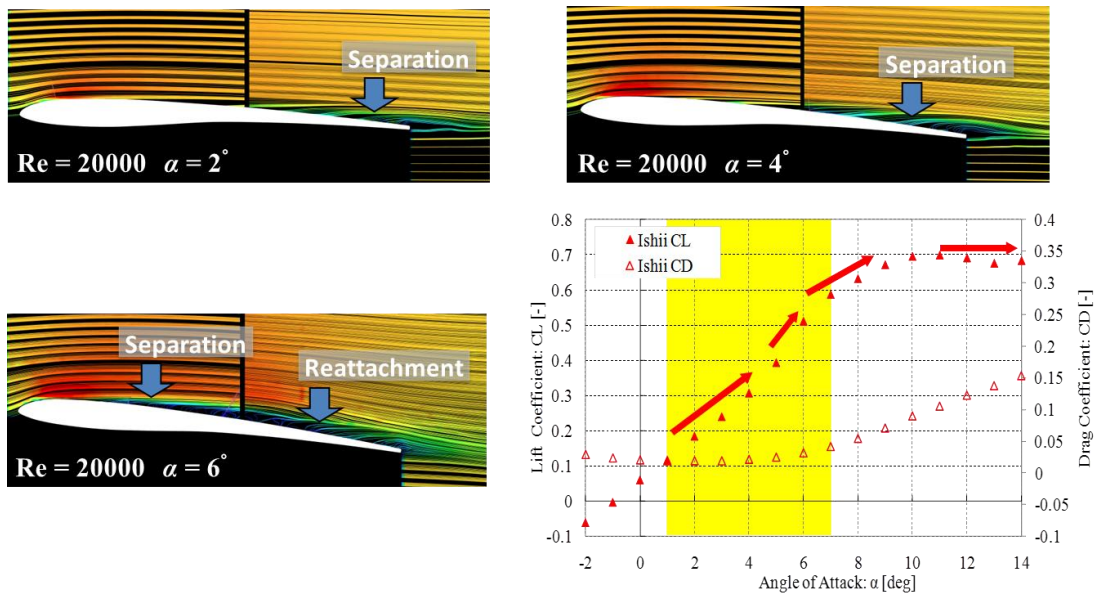


(a) Angles of Attack : $\alpha=2\sim6[^\circ]$

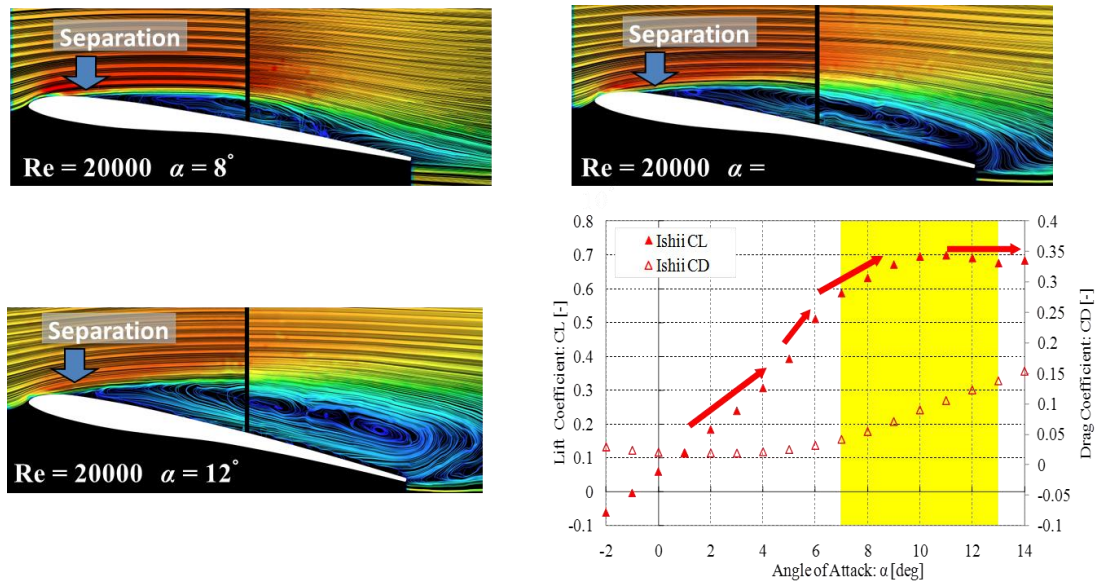


(b) Angles of Attack : $\alpha=8\sim12[^\circ]$

Fig. 1.2.6 Relationship between Time-average Flow-fields and Aerodynamic Characteristics of Flat Plate at $Re=2.0\times 10^4$ [24]



(a) Angles of Attack : $\alpha=0\sim6[^\circ]$



(b) Angles of Attack : $\alpha=8\sim12[^\circ]$

Fig. 1.2.7 Relationship between Time-average Flow-fields and Aerodynamic Characteristics of Ishii at $Re=2.0\times 10^4$ [24]

Table 1.2.1 Results of PIV Measurement ^[24]

Airfoil	Re ($\times 10^4$)	Angle of Attack [$^\circ$]						
		0	2	4	6	8	10	12
NACA0012	1.0		STE		TS		SLE	
	2.0		STE		TS		SLE	
	3.0		STE			SB		SLE
	4.0		STE			SB		SLE
Flat Plate	1.0	NS		SB		SLE	SLE	SLE
	2.0	NS		SB		SLE	SLE	SLE
	3.0	NS		SB		SLE	SLE	SLE
	4.0	NS		SB		SLE	SLE	SLE
Ishii	1.0		STE		TS		SLE	
	2.0		STE		SB		SLE	
	3.0	NS		STE		SB		SLE
	4.0	NS				SB		SLE

NS	No Separation
STE	Separation of Trailing Edge
SB	Separation Bubble
SLE	Separation of Leading Edge
TS	Transition of Separation

1.2.2 低レイノルズ数翼周り流れの数値流体力学による先行研究

近年，計算機性能の発達から，3次元のDNS（Direct Numerical Simulation）やLES（Large-Eddy Simulation）等の高解像度解析が行われるようになってきた．低レイノルズ数においては， 10^6 以上の領域である高レイノルズ数ほどの格子点数を要さないために，計算機を用いた流れ場解析の研究が盛んである^{[41][42][43]}．高解像度の計算手法を用いれば詳細な渦構造まで解析できる上，計算機上では主流乱れが無いなどの理想的な条件を作り出せることから一般的な知見を得やすいという利点もある．

米本らは，大竹らがレイノルズ数 $1.0 \times 10^4 \sim 7.0 \times 10^4$ における2次元翼風洞試験により明らかにしたNACA0012翼型の低迎角での揚力傾斜の逆転に着目し，2次元非圧縮流れにおけるiLES（implicit Large Eddy Simulation）解析を行い，ポテンシャル理論における翼の上面と下面の流れが淀み点のある後縁点に向かって流れ，また流れ去るというクッタの条件が成立しない流れの存在を示した^[44]．また，翼上面の非定常な渦の発生を明らかにし，空力係数に大きく影響することを明らかにした．さらに，小嶋らは低レイノルズ数領域においてLESを用いて厚翼（NACA0012）や薄翼（NACA0002）の非定常流れ場を解析し，その空力特性との相関を明らかにしてきた^[45]．厚翼においては低迎角で後縁剥離流れを形成し，迎角の上昇とともに翼上面の剥離点が徐々に前縁方向へ移動していく．その剥離流れが後縁付近で再付着し，翼上面に剥離泡を有する流れ場となる．さらに迎角が上昇すると剥離泡が崩壊し，前縁剥離流れを形成し失速状態になる．このように流れ場状態が迎角増加に伴い，刻一刻と変化していくため，空力特性に非線形性が現れる．また一方で薄翼では，低迎角では付着流れであり，迎角を上げると2，3度で剥離点が前縁に固定された剥離流れになり，やがて後縁付近で再付着する流れ場となる．この際，剥離泡の長さは迎角増加とともに長くなり，その後剥離泡が崩壊し前縁剥離流れとなり失速に陥る．これらの研究結果は，1.2.1.1のSasakiらのPIV計測^[24]とともに，対称翼型の空力特性と流れ場の基本的な相関を解明する重要な研究結果である．

1.2.3 石井翼型の空力特性

現在の火星探査航空機の主翼候補の一つに石井翼型がある (Fig. 1.2.8). 1.1.6.2 でも述べたが, この翼型はハンドランチグライダー競技用に石井満による経験に則って開発された翼型である. この翼型は, 1.2.1 章で述べた Schmitz が提案した低レイノルズ数領域における翼形状特性を持ち, 低レイノルズ数において高性能であることが風洞試験や数値解析で明らかになっている [27][28][29][30]. 最大翼厚位置は翼舷長の 22.5% にあり, その翼厚は 7.2% c と大変薄い翼型となっている.

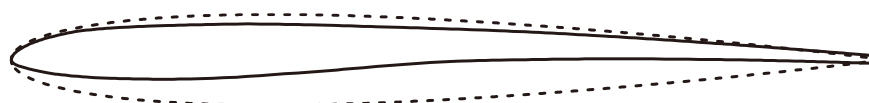
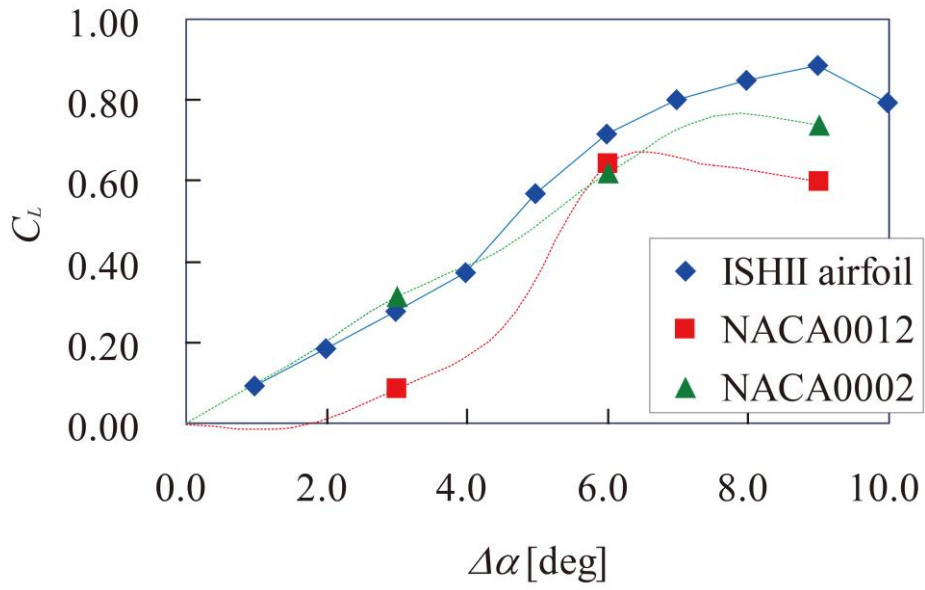


Fig. 1.2.8 Ishii (Solid Line) and NACA0012 (Dashed Line)

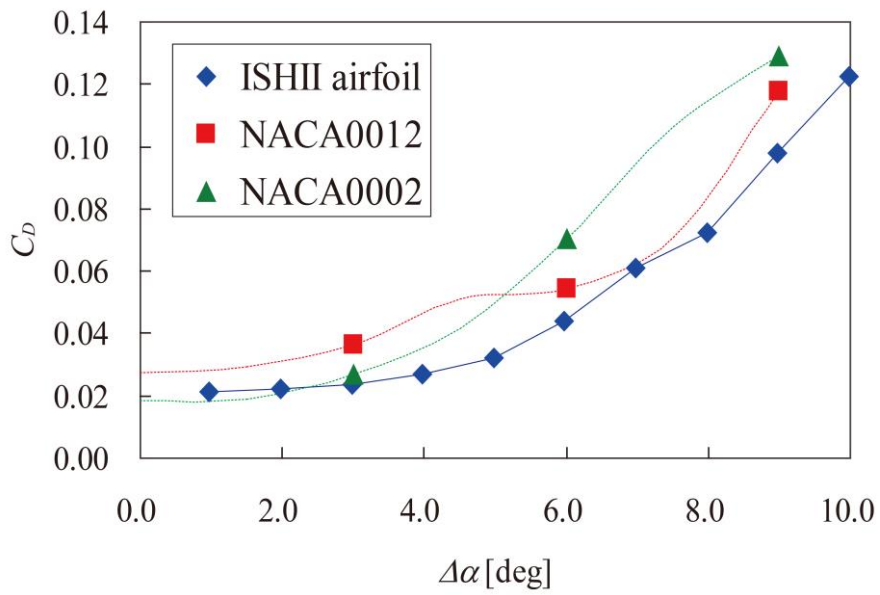
野々村らは, レイノルズ数 23,000 における石井翼型, NACA0012, NACA0002 について LES 解析を行い, 石井翼型の形状特性と空力特性の関係について考察している [28] (Fig.1.2.9). この翼型は前述の形状特性のうち,

- ① 翼上面がフラットにすることで, 剥離領域を小さくする
- ② 翼下面で大きな正の曲率を持つことで, 翼下面での揚力を獲得する

といった特性を持っていると考えられ, 特にこの翼型の下面形状が正圧を獲得しながら圧力抵抗を抑える効果がある. しかしながら, 1.1.6.2 でも述べたが, この翼型の性能では火星探査航空機的设计要求を満たすことができない. そのため火星探査航空機実現には, さらに高性能な翼型が必要とされている.



(a) Lift Coefficient



(b) Drag Coefficient

Fig. 1.2.9 Variation of Aerodynamic Characteristics with Angle of Attack for Ishii, NACA0012 and NACA0002^[28]

1.3 研究概略

本研究では、火星探査航空機の実現に向けて、低レイノルズ数領域における高性能翼型の設計手法の確立を目指している。本節では、設計手法確立に重要な先行研究を述べながら、解決すべき課題を挙げ、本研究の概略を示す。

1.3.1 空力設計最適化方法

1.2 章までに、低レイノルズ数領域における空力特性と流れ場との相関や、高い性能を有する翼型の紹介などをしてきた。しかしながら、どのような形状特性を持てば良いかはわかっても、火星探査航空機の実現を可能とする翼型の設計は依然として大変難しい。上面形状や前縁半径など一つ一つのパラメータが空力性能に対して独立では無いため、翼性能は風洞試験や数値計算による解析を試みなければわからない。

そこで、近年の計算機性能向上により可能となった空力最適化設計に注目する。数値計算と進化アルゴリズムを組み合わせることで、火星探査航空機用主翼翼型の設計を行う。これまで火星探査航空機の主翼翼型最適設計に関して、大山ら^[46]や金崎ら^[47]が最適化計算結果を報告している。それらの研究では、計算資源軽減のため翼型評価に乱流モデルを用いた RANS が使用されているため、正確な翼型性能を評価できない可能性がある。RANS 解析では、層流に近い流れ場であっても乱流と判断して解析してしまう恐れがあるためである。また最適化計算には対象の評価値が大きく影響するため、解析手法を慎重に吟味する必要がある。その他の乱流解析手法として、1.2.2 章で述べた DNS、LES が挙げられるが、これらの計算手法では計算コストが膨大となり、最適化計算に取り組むことは現実的ではない。

そこで本研究では、上記で挙げた RANS 解析を用いた空力最適化設計の課題に対して、全場を層流と仮定しすべてのスケール現象がモデルに頼ることなく格子によって直接解像される 2次元層流計算を用いることとする。なお、計算手法が妥当な数値解析能力を有していることを風洞試験と比較することで確認する。

1.3.2 データマイニング

最適化設計において最適化した解を提示するだけでは、十分に設計情報を活かすことが難しく、最適解近傍の設計空間における有益な情報抽出が重要であると先行研究から

分かっている．そこで大林らは，多目的設計探査 MODE (Multi-Objective Design Exploration) というフレームワークを提唱している^[48]．多目的設計探査は，多目的最適化を行った後にデータマイニング手法により最適解近傍の設計空間構造を明らかにすることを目的としている．

多目的最適化結果には，目的関数のトレードオフ関係，設計変数と目的関数の関係などの設計解の各パラメータに関する情報が一般的に存在する．しかし，流体設計に関する最適化には形状や流れ場などのデータも存在しているため，これらの情報から設計に役立つ知見を抽出することが求められている．目的関数のトレードオフや設計変数と目的関数の情報を抽出する手法としては，代表的なものに SOM^[49] (Self-Organizing Map) や SPM^[50] (Scattered Plot Matrix) がある．

SOM は，フィードフォワード型のニューラルネットワークであり，非類似度によって多次元情報を 2 次元のマップに写像する教師なしの学習アルゴリズムである (Fig. 1.3.1)．入力と出力の 2 層を持ち，出力するユニットは，はじめから 2 次元の格子上に配置されている．出力層の各ノードは，入力データと同じ重みのベクトルを持ち，重みベクトルの学習を繰り返すことで，似た重みを持つノードが近づき，異なる重みを持つデータは遠ざかる．そのため 2 次元の格子上において，ユークリッド距離の情報は失われるが，多次元値を持つ設計解を 2 次元の格子状に配置し類似しているもの同士で纏めることができる．このマップを各設計変数や目的関数の値で色付けすることで，目的関数のトレードオフ関係や設計変数と目的関数の関係を把握することができる．しかしながら，SOM は上記のように設計空間の把握に役立つ一方で，設計変数が多い場合には，マップが多くなり関係が把握しづらくなる，複雑な非線形関係を理解しにくくなる，設計変数と目的関数の相関関係把握の主観依存性が高いため情報の見落としが生じる可能性がある，などの課題がある．

また SPM は，一般的によく使われている散布図を拡張した散布図行列である (Fig. 1.3.2)．SPM は目的関数と各設計変数の関係を示すもので，傾き正の直線的な分布があれば強い正の相関が，傾き負の直線的な分布があれば強い負の相関があることを意味する．散布図行列は定性的な相関を見るのに適しているが，定量的な指標も組み合わせる表示することが可能であり，多次元情報の分析に適していると言われている．しかしながら，SPM も目的関数，設計変数が増えるにつれて，散布図行列が多くなりひと目で全体を把握しにくくなるといった課題がある．

さらに、これらのデータマイニング手法では目的関数と設計変数との相関は見ることはできても、すべての設計変数によって表せられる設計形状と目的関数との相関は確認できない。形状を設計する上で、設計者がデータマイニングにより形状を視覚的に把握することは大変重要である。

そこで本研究では、本節で挙げた課題に対してクラスタリング（クラスタ分析）を行うことで対処する。クラスタリングとは、複数の変数で特徴付けられた多数の個体を個体間の類似性の指標に基づいて似たものの集まり（クラスタ）に分割する手法である。また、探索解の全体形状と目的関数の相関について可視化することで、従来手法では抽出することが難しかった設計情報を獲得する。

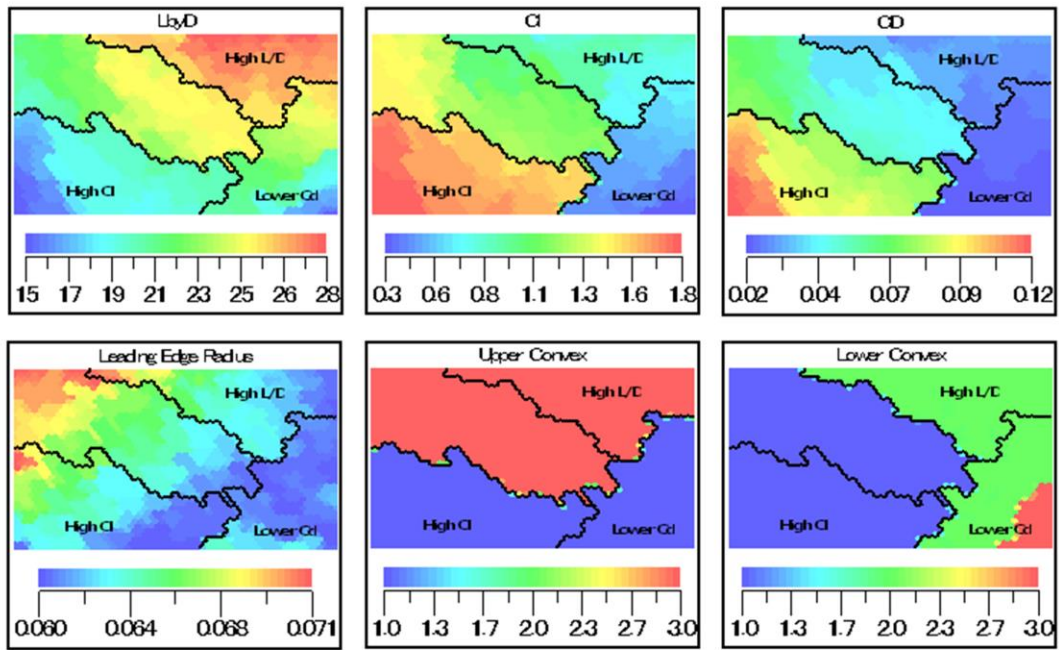


Fig. 1.3.1 Example Result of SOM

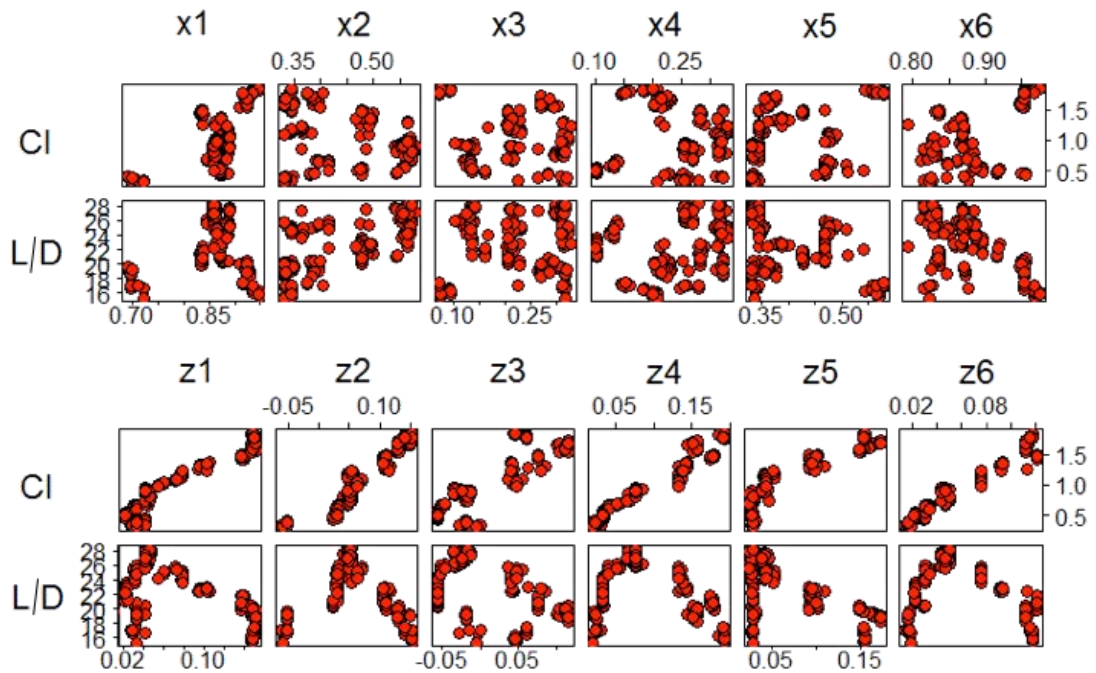


Fig. 1.3.2 Example Result of SPM

1.4 論文の構成

本論文の構成は以下の通りである。

1 章では、本論文を研究背景と目的、そして先行研究について述べた。

2 章では、低レイノルズ数における高揚抗比翼型の設計手法を示す。

3 章では、2 章で示した設計手法を用いて、多目的設計探索を行った結果を考察する。また獲得した翼型を製作し、風洞試験により流れ場の様相を実際に調査し、その翼型特性を実証する。

4 章では、多目的設計探索の結果に対して本研究で提案したクラスタリングと従来手法 (SPM) によるデータマイニングを行い、クラスタリングの有効性を述べるとともに、得られた知見を考察する。

5 章では、階層的クラスタリング手法と遺伝的アルゴリズムを組み合わせた新たな設計アルゴリズムを提案する。

6 章では、本論文における結論を述べる。

第 2 章 設計探索法

2.1 はじめに

本研究では、火星探査航空機主翼の高揚抗比翼型を設計することを目標とし、数値流体力学と、進化的多目的最適化 EMO (Evolutionary Multi-objective Optimization) の一つである多目的遺伝的アルゴリズム MOGA (Multi-Objective Genetic Algorithms) を組み合わせた手法を用いて多目的設計探索を行う。本章では、その探索手法の詳細について述べていく。

2.2 多目的最適設計探索

最適化とは、一定の制約のもとで任意の目的に対し最も適した解を見出すことである。ある目的を定めた時、その目的に対する評価値を導出するものを目的関数という。すなわち、目的関数から導出される評価値を最小化（もしくは最大化）することを言う。しかしながら、実世界に存在する様々な最適化問題を考えた場合、複数の目的関数を同時に考慮すべき問題は少なくない。このような複数の目的関数を同時に考慮しながら最適解を探索していくことを、多目的最適化問題を解くという。多目的最適化問題を解く手法として、進化アルゴリズム EA (Evolutionary Algorithm) を多目的最適化に応用した、多目的進化的最適化 MEO (Multi-objective Evolutionary Optimization) がある。この分野では、様々な進化アルゴリズムが利用されているが、その中でも特に遺伝的アルゴリズム GA (Genetic Algorithm) ^[60]を多目的最適化問題に適用した多目的 GA^[60]が最も数多く研究されている。GA は、自然界における生物の遺伝と進化をモデル化した最適化手法である。GA は多点探索であるため、多峰性のある問題においても最適解を探索でき、かつ離散的な問題にも対応できる非常に強力な最適化ツールの一つである。一方、基本となるアルゴリズム自体の仕組みはシンプルであるため、アルゴリズムの実装は比較的容易に行うことができる。多目的 GA は、交叉や突然変異といった遺伝的操作による新しい個体の生成や優れた固体の選択を繰り返していくことで、複数のパレート解を一度の探索で求めることができる。さらにパレートフロントに凹面や不連続がある場合でも最適解を見つけることが可能となり、問題に対しての依存性がないため、特定の問題に限定されることが少ないという特徴がある。

そこで次節から、まず多目的 GA の基礎となる GA を説明し、その上で多目的 GA における重要な概念であるパレート解を説明する。そして本研究で用いた多目的 GA の一つである NSGA-II を述べる。

2.2.1 遺伝的アルゴリズム

GA の研究は、1960 年代後半から 1970 年のはじめに Michigan 大学の Holland ら^[61]によって始められ、日本でも 1980 年以降から盛んに研究が行われるようになり、現在では設計問題やシステム構築などの多方面に応用されている。自然界における生物の進化過程においては、ある世代を形成している個体の集合、すなわち母集団の中で、環境に適合した個体がより高い確率で生き残り、次の世代に子を残す。このメカニズムをモデル化し、環境に対して最もよく適合した個体、すなわち目的関数に対して最適値を与えるような解を計算機上で求めようというのが GA の概念である。GA において解となる個体 (Individual) は、設計変数の値がコーディングされた遺伝子 (Gene) によって表現される。この遺伝子をデコーディングすることにより設計変数を読み出し、目的関数の値を計算する。また、個体の集団のことを母集団 (Population) と呼ぶ。GA はこの母集団に対して選択 (Selection)、交叉 (Crossover)、突然変異 (Mutation) などの遺伝的操作を繰り返し行うことによって解探索を行う。一般に、一連の遺伝的操作の繰り返しが世代と呼び、探索が終了するまでに必要となった世代を終了世代数と呼ぶ。Fig. 2.2.1 に GA の流れを示し、それぞれの操作について説明する。

① Initialization : 母集団の初期生成

この操作は、あらかじめ設定された数だけランダムに個体を生成するものである。生成した個体の数のことを母集団サイズ (Population Size) や単に個体数と呼び、ここで生成した個体の集団を初期母集団とする。

② Evaluation : 評価

この操作は、個体の評価値を求めるものである。一般に、この評価値を基に、個体の適合度を決定する。適合度は、個体とその環境にどの程度適合しているかを表す値であり、次世代への生き残りやすさを定量的に示している。そのため、適合度は選択操作の時に用いられる。適合度が高いほど個体はその環境に適合していると見なす。

③ Selection : 選択

この操作は、生物の適者生存を模倣したものである。この操作では、まず各個体の適合度値から次世代への生き残りやすさを求め、これに基づいて次世代の母集団を形成する。

④ Crossover : 交叉

この操作は、生物の有性生殖を模倣したものである。この操作により、個体間で遺伝子情報が交換される。個体集団のうち何割の個体が交叉するかを交叉率 (Crossover Rate) と呼ばれるパラメータによって定める。

⑤ Mutation : 突然変異

突然変異とは、個体に対する遺伝子操作の一つで、遺伝子情報の一部をある確率で変化させることである。突然変異を起こすことによって、個体群が局所安定に陥る確立を低減する。各遺伝子情報に対して突然変異が起きる確立を、突然変異率 (Mutation Rate) と呼ばれるパラメータによって定める。

⑥ 終了判定

終了判定は個々の最適化条件により定められた終了条件にもとづいて行われる。例えば、予め世代交代数を決定するといった方法がある。

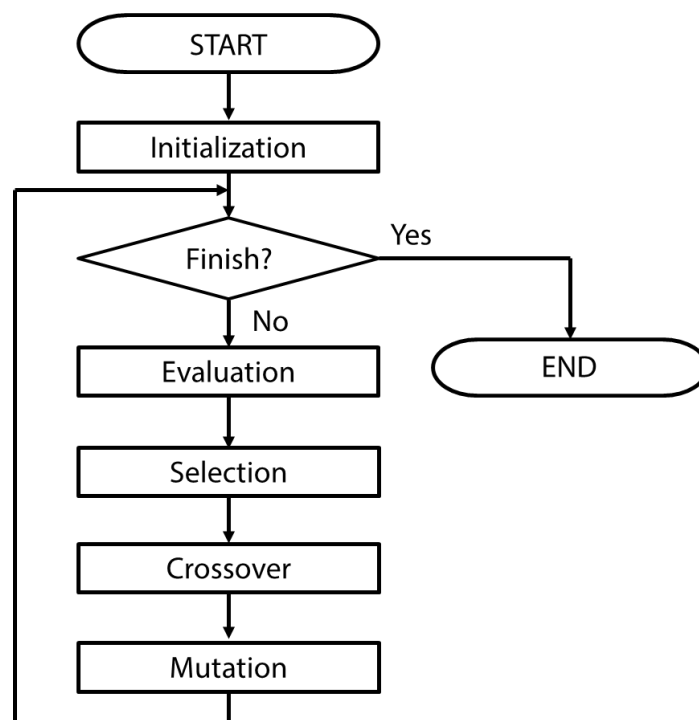


Fig. 2.2.1 Calculation Flow of Genetic Algorithm

2.2.2 翼型表現と遺伝子

本研究における個体とは、翼型である。その翼型表現は、2次元平面上に8個の制御点を置き、それらをB-スプライン曲線で結ぶ方法とした (Fig. 2.2.2)。翼型の前縁、後縁を定義するために、点 $(0,0)$ と点 $(1,0)$ の位置に制御点を固定させ (Fig. 2.2.2 の赤点)、可動制御点は翼上下面各3点とする計6点 (Fig. 2.2.2 の青点) としている。その可動制御点の x, z 座標点を GA における遺伝子とする。なお、Fig. 2.2.3 には、翼型の上下面の制御点の可動範囲を示す。

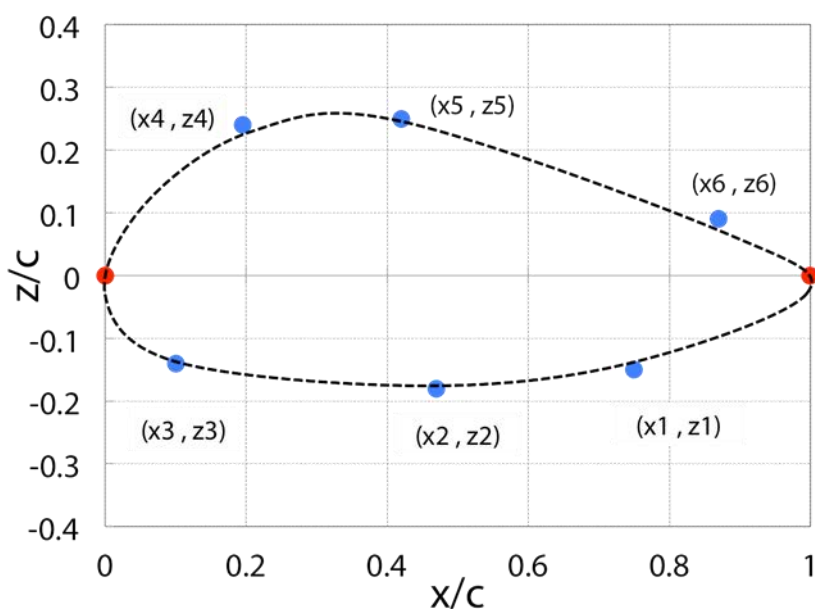
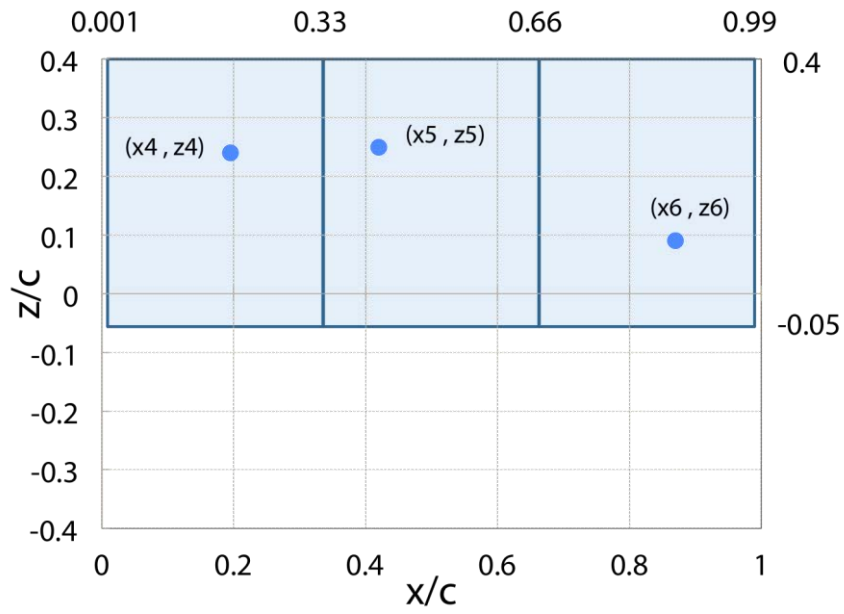
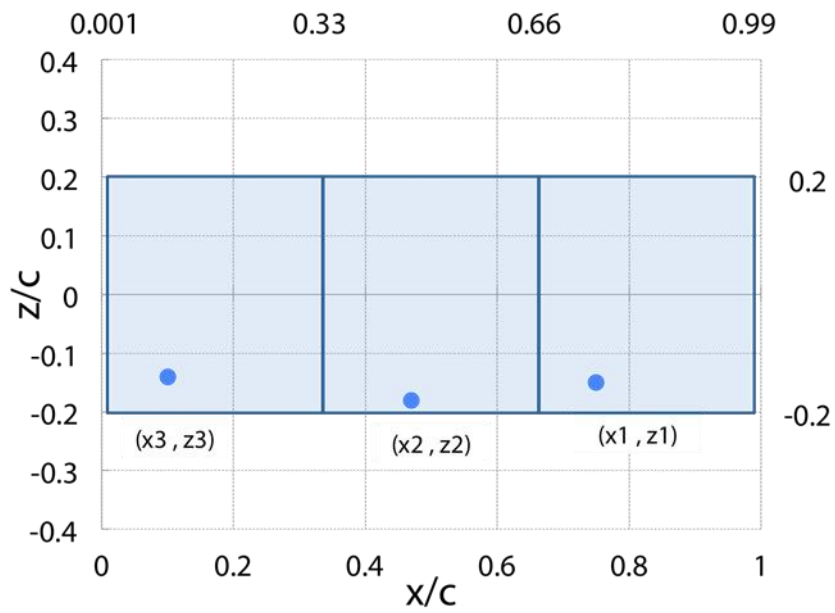


Fig. 2.2.2 Airfoil Shape Parameterization Using B-spline Curves and Control Points



(a) Upper Surface



(b) Lower Surface

Fig. 2.2.3 Range of Movable Control Points

2.2.3 パレート解

多目的最適化問題では、目的関数間にトレードオフ関係が存在する 경우가多く、一般に全ての目的関数を同時に最小化（あるいは最大化）することができない。そこで多目的最適化問題では、単一の最適解の代わりに新たな解の概念として、パレート (Pareto) によって定義されたパレート解という概念を用いている。

パレート解は、多目的最適化問題に解の優越関係によって定義されている。その優越関係を説明するために、全ての目的関数の最小化問題を仮定した場合を考える。多目的最適化問題は一般的に、 n 個の設計変数から成る個体に対して k 個の目的関数 f を、 m 個の制約条件 g のもとで最小化する問題として次のように定式化できる。

$$\begin{aligned} \text{Minimize} \quad & f_i(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (i=1, 2, \dots, k) \\ & g_j(x_1, x_2, \dots, x_n) \leq 0 \quad (j=1, 2, \dots, m) \end{aligned} \tag{2.1}$$

そこに個体 $X_1, X_2 \in \mathbf{R}$ に対して、

$$f(X_1) < f(X_2) \wedge f(X_1) \neq f(X_2) \tag{2.2}$$

が成り立つとき、 X_1 は X_2 に優越しているという。もし優劣していれば X_1 は X_2 より良い解となる。その上でパレート解とは、すべての X について優越している解のことで、次のように定義されている。

$$f(X) \leq f(\hat{X}) \text{ となるような } X \text{ が存在しないとき,} \tag{2.3}$$

個体 X をパレート解とする。

Fig. 2.2.4 は、2 目的最小化問題に置けるパレート解の概念図である。原点方向が最適な方向であり、緑で示された解はパレート解となる。Fig. 2.2.4 より、パレート解にはトレードオフ関係があることが分かる。これらパレート解の集合は、目的関数空間で曲線や曲面をつくるため、パレートフロント (Pareto Front) と呼ばれる。またパレート解は、

得られた他のどの解とも比較して劣らない解であるため、非劣解（Non-dominated Solution）という。その他の解は、劣解（Dominated Solution）という。一つの最適解を求める単一目的の場合と異なり、多目的最適化では非劣解の全てが解候補となる。設計者は、その非劣解集合の中から最も好ましい解を選択、もしくは集合を分析し設計に重要な要素を抽出することで、設計者の目的にあった解を導き出す。そのため、多目的最適化では、パレトフロントを形成することを探索目的としている。

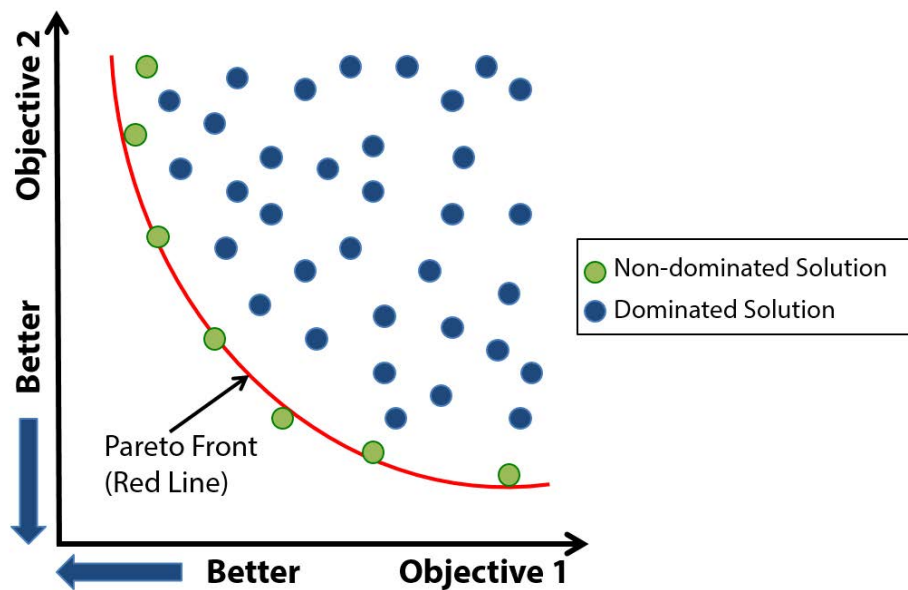
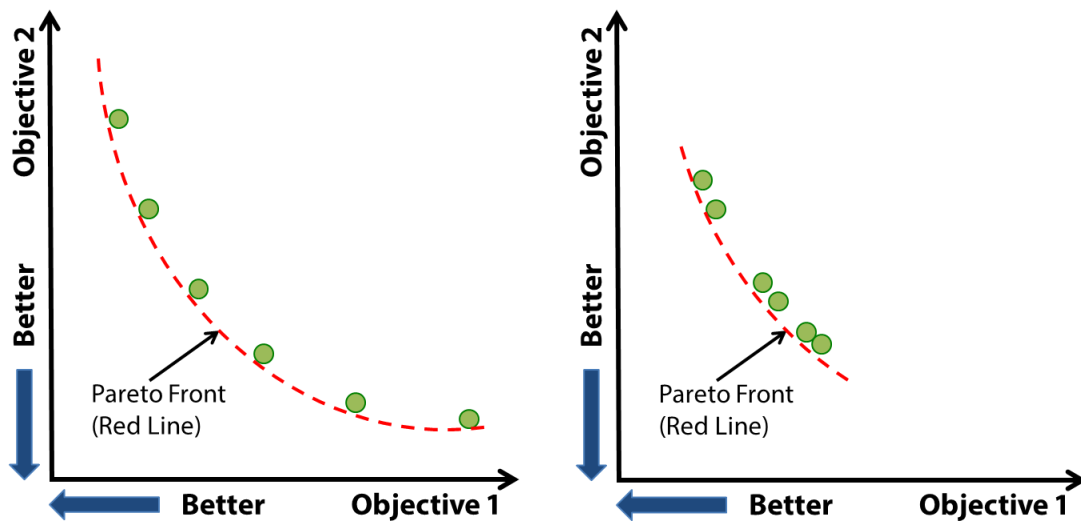


Fig. 2.2.4 Pareto Front

また、多目的最適化問題を解いていく上で、幅広さと均一性に優れたパレト解集合を獲得することが重要である。望ましいパレト解集合の例を Fig. 2.2.5 (a) に、望ましくないパレト解集合の例を Fig. 2.2.5 (b) に示す。幅広さとは、得られたパレト解集合が目的関数空間で集中することなく、どれだけ幅広くパレトフロントを覆っているかを表す指標である。均一性とは、得られたパレト解集合が目的関数空間でどれだけ均一に分布しているかを表す指標である。多目的最適化手法により得られたパレト解集合の中で、どの解が最も好まれるのかは意思決定者の選択に委ねられる。従って、幅広く均一に分布しているパレト解集合を導出することが重要となる。



(a) Desirable Form of Pareto Solutions

(b) Undesirable Form of Pareto Solutions

Fig. 2.2.5 Pareto Solutions of Multi-objective Optimization

2.2.4 NSGA-II

本研究では、2001年に Deb, Agrawal らによって提案された遺伝的アルゴリズムの一つである NSGA-II (Elitist Non-dominated Sorting Genetic Algorithm) ^{[62][63]}を用いている。Fig. 2.2.6 に、NSGA-II の流れを示す。このアルゴリズムの主な特徴として、

- ① 非優劣ソート (Non-dominated Sort) によるランキング方法
- ② 混雑距離 (Crowding Distance) の導入

が挙げられ、比較的高速に望ましいパレート解集合を得ることができる。次に各特徴について説明する。

① 非優越ソートによるランキング方法

NSGA-II では、非優越ソート (Non-dominated Sort) と呼ばれる個体のランク付け (適合度割り当て) 方法を用いており、適合度の高い解を重要視する。つまり進化の過程で得られる優越解を優先的に保存する。その手続きを以下に示す。

- Step 1 ランク $R=1$ とする。
- Step 2 個体群 P の中から非劣個体を求め、これらの個体をランク R とする。
- Step 3 得られた非劣個体群を個体群 P から除き、 $R=R+1$ とする。
- Step 4 全ての個体がランク付けされるまで (個体群 P が空になるまで)、
Step 2 および Step 3 を繰り返す。

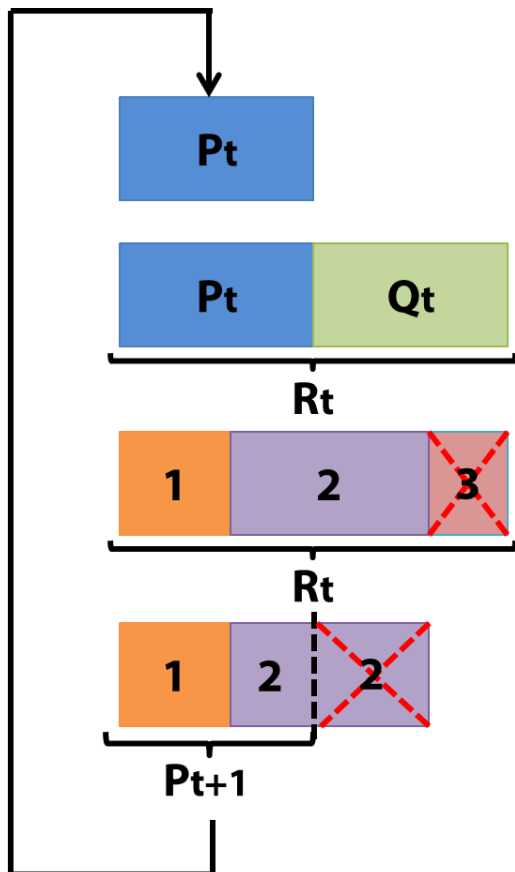
最小化問題における非優越ソートによる個体のランク付けの例を Fig. 2.2.7 に示す。

② 混雑距離

混雑距離 (Crowding Distance) とは, ある個体の周辺に集まっている個体の密度を評価するための手法である. 混雑距離は, 同一ランクの個体同士で用いられ, 各目的関数軸において隣り合う個体間の距離である. NSGA-II では混雑距離を用いて, パレートフロントを形成する解の均一性を確保している. 混雑距離の概念図を Fig. 2.2.8 に示す. i 番目の解の混雑距離 $CD(x_i)$ は, 目的関数値が最も近い値を示す $i-1$ 番, $i+1$ 番の解によって次のように定義される.

$$CD(x_i) = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k \left| \tilde{f}_j(x_{i+1}) - \tilde{f}_j(x_{i-1}) \right| \quad (2.4)$$

ここで, $\tilde{f}_j(x)$ は j 番目の目的関数を $f_j(x)$ その値域幅で正規化した目的関数である. Fig. 2.2.8 が示す通り, 混雑距離は両隣の解によって作られる四角形の周囲の長さの平均値である.



- Step 1 t 世代目の親母集団を P_t とする.
- Step 2 N 個の P_t から交叉と突然変異を施された N 個の Q_t という子母集団を作り出し, P_t と Q_t を合わせた $2N$ 個の R_t を生成する.
- Step 3 Q_t の評価を行った後, R_t に対して非優越ソートを行い, 全個体をランク毎に分類する. 分類後, N 個以上を確保できるランクをカウントする. カウントされなかったランクの集団は排他される.
- Step 4 残ったランクのうち最も高ランクの集団に対して, 混雑度ソート (Crowding-sort) を実行し, その中で最も多様性に優れた (混雑距離の大きい) 個体が混雑度トーナメント選択により選別される. 選択された個体と混雑度ソートを行われなかった集団を合わせて, N 個の P_{t+1} を生成する. これが, 次世代の母集団である.

Fig. 2.2.6 Calculation Flow of NSGA-II

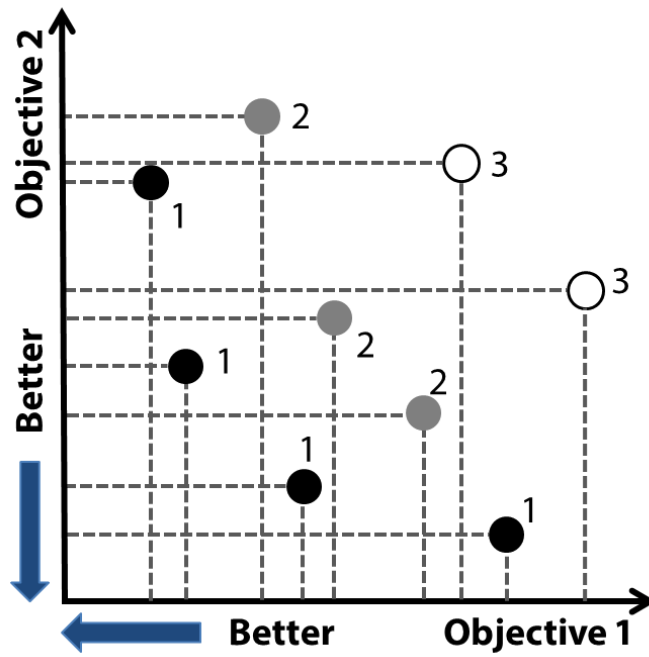


Fig. 2.2.7 Example of Non-dominated Sort

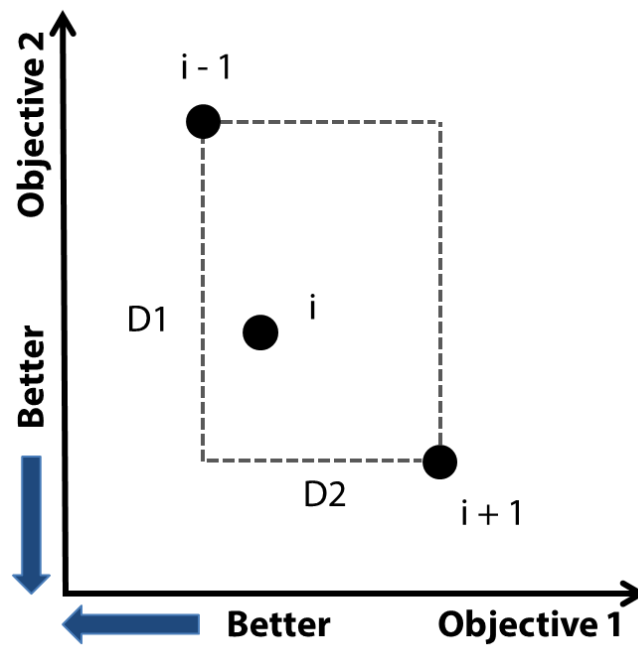


Fig. 2.2.8 Conceptual Diagram of Crowding Distance

2.3 数値流体力学による評価手段

本研究では，翼型の評価に数値流体力学を用いている．本節から解析手法の詳細について述べていく．

2.3.1 基礎方程式

翼型評価に用いる流体力学の基礎方程式である圧縮性 Navier-Stokes 方程式について述べる．翼型評価では，1 方向に一様な無限長の物体周りの 2 次元面内流れ解析を行うが，流体方程式に 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式として計算し，2.3.2.6 章で述べる境界条件によって 2 次元の解を得る．

数値流体力学による解析を行う場合，物体形状が矩形のように単純であればデカルト座標で立てられた基礎方程式で解を得られる．しかし複雑な形状を扱う場合，境界条件等の取り扱いが困難になることがしばしばある．そこでデカルト座標系で書かれた基礎方程式を別の座標系に座標変換を施してから解析を行う．

2.3.1.1 デカルト座標系方程式

デカルト座標系(x, y, z)において 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式は，保存型表示で表すと，下式(2.1)のように表される．

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \right) \quad (2.5)$$

ここで， Q は保存変数 τ ベクトル， E , F , G は各 x , y , z 方向の非粘性項ベクトル， E_v , F_v , G_v は粘性項ベクトルであり，下記のような式でそれぞれ与えられる．

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e + p)u \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e + p)v \end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned}
G &= \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w u \\ \rho w v \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e + p)w \end{bmatrix} & E_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xx} u + \tau_{xy} v + \tau_{xz} w - q_x \end{bmatrix}, & (2.6) \\
F_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{yx} u + \tau_{yy} v + \tau_{yz} w - q_y \end{bmatrix}, & G_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \tau_{zx} u + \tau_{zy} v + \tau_{zz} w - q_z \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

ここで、 ρ は密度、 u , v , w は各々 x , y , z 方向の速度、 e は単位質量当たりの全エネルギー、 p は圧力、そして q は熱流束ベクトル成分、 Re は慣性力と粘性力の比を示すレイノルズ数である。なお、レイノルズ数は以下のように表せる。せん断粘性係数を μ 、代表流速を U 、そして代表長さを L としている。

$$Re = \frac{\rho U L}{\mu} \quad (2.7)$$

さらに τ_{xx} , τ_{yy} 等は静圧項を除く応力テンソルの粘性応力成分であり、速度ベクトルを $\mathbf{u}=(u, v, w)$ とし、体積粘性係数を 0 とする Stokes の仮定を導入すると、次のように表される。

$$\begin{bmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2}{3}\mu(2u_x - v_y - w_z) & \mu(u_y + v_x) & \mu(w_x + u_z) \\ \mu(u_y + v_x) & \frac{2}{3}\mu(2v_y - u_x - w_z) & \mu(v_z + w_y) \\ \mu(w_x + u_z) & \mu(v_z + w_y) & \frac{2}{3}\mu(2w_z - u_x - v_y) \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \delta_{ij} \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k}$$

$$\lambda = -\frac{2\mu}{3}$$

q_i は Fourier の法則より,

$$q_i = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (2.9)$$

κ は熱伝導率を表す. さらに, プラントル数 $\text{Pr} = \frac{\mu C_p}{\kappa}$ を用いて次式のように変換できる.

$$q_i = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x_i} = -\frac{\partial \left(\frac{\mu C_p}{\text{Pr}} T \right)}{\partial x_i} = -\frac{1}{\gamma - 1} \frac{\mu}{\text{Pr}} \frac{\partial a^2}{\partial x_i} \quad (2.10)$$

この式を用いると(2.6)式の q_i はそれぞれ次式のように表すことができる.

$$\begin{aligned}
q_x &= -\frac{1}{\gamma-1} \frac{\mu}{\text{Pr}} (a^2)_x \\
q_y &= -\frac{1}{\gamma-1} \frac{\mu}{\text{Pr}} (a^2)_y \\
q_z &= -\frac{1}{\gamma-1} \frac{\mu}{\text{Pr}} (a^2)_z
\end{aligned} \tag{2.11}$$

ここで、 a は音速、 γ は比熱比であり、プラントル数は 0.72 である。

$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma-1}, \quad a = \sqrt{\gamma R T} = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} \tag{2.12}$$

圧力 p は、(2.13)式の理想気体の状態方程式を用いて、密度、全エネルギー、速度成分から求められる。なお、解析の際には上記の物理量はすべて一様流の密度 ρ_∞ 、音速 a_∞ および代表長さ L を用いて無次元化してある。この理由は、実スケールで記述した方程式を用いるよりも流体の相似則に基づいた代表的な物理量を用いて規格化された方程式を用いることで、種々の風洞試験結果や他の数値計算結果との比較が容易であるためである。ただし、プライム記号のついた変数は有次元の物理量を示す。今後、特に混同のおそれが無い限り、全ての物理量は無次元化されているものとして取り扱う。

$$p = (\gamma-1) \left\{ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right\} \tag{2.13}$$

$$\begin{aligned}
\rho &= \frac{\rho'}{\rho_\infty}, & x_i &= \frac{x'_i}{L}, & t &= \frac{t'}{L/a_\infty}, & u &= \frac{u'}{a_\infty}, \\
p &= \frac{p'}{\rho_\infty a_\infty^2} = \frac{p'}{\gamma p_\infty} & e &= \frac{e'}{\rho_\infty a_\infty^2} = \frac{p}{\gamma-1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2),
\end{aligned} \tag{2.14}$$

$$a = \frac{a'}{a_\infty} = \left(\frac{p' \rho_\infty}{\rho' p_\infty} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad \tau_{ij} = \frac{\tau'_{ij}}{\mu_\infty a_\infty / L}, \quad q = \frac{q'}{\mu_\infty a_\infty^2 / L}$$

2.3.1.2 一般座標への変換

実際に流れ場を解く際に、本研究のように物体形状が正方格子と一致しない複雑形状を扱う場合、デカルト座標系から物体表面の境界が座標軸のいくつかと一致する一般座標系に変換する必要がある。方程式を一般座標系で表し、差分法を構成することにより、境界条件を与えやすくなり、かつ高精度な解を求めることができる。デカルト座標系 (x, y, z) から一般座標系 (ξ, η, ζ) への座標変換は、偏微分に関する基礎的一般公式から行うことができる。

$$\begin{cases} x = x(\xi, \eta, \zeta) \\ y = y(\xi, \eta, \zeta) \\ z = z(\xi, \eta, \zeta) \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \xi = \xi(x, y, z) \\ \eta = \eta(x, y, z) \\ \zeta = \zeta(x, y, z) \end{cases} \quad (2.15)$$

式(2.15)を用いてデカルト座標系の微係数を一般座標系の微係数で変換すると式(2.16)のようになる。

$$\begin{cases} \frac{\partial f}{\partial x} = \frac{\partial \xi}{\partial x} \frac{\partial f}{\partial \xi} + \frac{\partial \eta}{\partial x} \frac{\partial f}{\partial \eta} + \frac{\partial \zeta}{\partial x} \frac{\partial f}{\partial \zeta} \\ \frac{\partial f}{\partial y} = \frac{\partial \xi}{\partial y} \frac{\partial f}{\partial \xi} + \frac{\partial \eta}{\partial y} \frac{\partial f}{\partial \eta} + \frac{\partial \zeta}{\partial y} \frac{\partial f}{\partial \zeta} \\ \frac{\partial f}{\partial z} = \frac{\partial \xi}{\partial z} \frac{\partial f}{\partial \xi} + \frac{\partial \eta}{\partial z} \frac{\partial f}{\partial \eta} + \frac{\partial \zeta}{\partial z} \frac{\partial f}{\partial \zeta} \end{cases} \quad (2.16)$$

簡略化のため今後は式(2.16)を(2.17)のように表す。ただし、添え字は偏微分を示している。

$$\begin{cases} f_x = \xi_x f_\xi + \eta_x f_\eta + \zeta_x f_\zeta \\ f_y = \xi_y f_\xi + \eta_y f_\eta + \zeta_y f_\zeta \\ f_z = \xi_z f_\xi + \eta_z f_\eta + \zeta_z f_\zeta \end{cases} \quad (2.17)$$

全微分の定義から式(2.18), (2.19)が成り立つ。

$$\begin{bmatrix} d\xi \\ d\eta \\ d\zeta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \xi_x & \xi_y & \xi_z \\ \eta_x & \eta_y & \eta_z \\ \zeta_x & \zeta_y & \zeta_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

$$\begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_\xi & x_\eta & x_\zeta \\ y_\xi & y_\eta & y_\zeta \\ z_\xi & z_\eta & z_\zeta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\xi \\ d\eta \\ d\zeta \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

式 (2.18), (2.19) を比較すると式 (2.20) が成り立つ.

$$\begin{bmatrix} \xi_x & \xi_y & \xi_z \\ \eta_x & \eta_y & \eta_z \\ \zeta_x & \zeta_y & \zeta_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_\xi & x_\eta & x_\zeta \\ y_\xi & y_\eta & y_\zeta \\ z_\xi & z_\eta & z_\zeta \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.20)$$

$$= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} y_\eta z_\zeta - y_\zeta z_\eta & x_\zeta z_\eta - x_\eta z_\zeta & x_\eta y_\zeta - x_\zeta y_\eta \\ y_\zeta z_\xi - y_\xi z_\zeta & x_\xi z_\zeta - x_\zeta z_\xi & x_\zeta y_\xi - x_\xi y_\zeta \\ y_\xi z_\eta - y_\eta z_\xi & x_\eta z_\xi - x_\xi z_\eta & x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi \end{bmatrix}$$

ここで, J はヤコビアンと呼ばれ, 式(2.21)で表される.

$$\frac{1}{J} = x_\xi y_\eta z_\zeta + x_\eta y_\zeta z_\xi + x_\zeta y_\xi z_\eta - x_\xi y_\zeta z_\eta - x_\eta y_\xi z_\zeta - x_\zeta y_\eta z_\xi \quad (2.21)$$

なお本研究では, 格子の時間的変化 (移動格子や変形格子) はないため, 以下の関係式を与える.

式 (2.21) を考慮すると, 式 (2.20) より式 (2.22) が得られる. 以上より, 一般座標系とデカルト座標系に関して数値的な対応があれば, 一般座標系における微係数を求めることができる.

$$\left\{ \begin{array}{l} \xi_x = \frac{y_z - y_\zeta \eta}{J} \\ \eta_x = \frac{y_z - y_\zeta \eta}{\zeta \xi} \\ \zeta_x = \frac{y_z - y_\zeta \eta}{\xi \eta} \end{array} \right. , \left\{ \begin{array}{l} \xi_y = \frac{x_z - x_\zeta \eta}{J} \\ \eta_y = \frac{x_z - x_\zeta \eta}{\xi \zeta} \\ \zeta_y = \frac{x_z - x_\zeta \eta}{\eta \xi} \end{array} \right. , \left\{ \begin{array}{l} \xi_z = \frac{x_y - x_\zeta \eta}{J} \\ \eta_z = \frac{x_y - x_\zeta \eta}{\zeta \xi} \\ \zeta_z = \frac{x_y - x_\zeta \eta}{\xi \eta} \end{array} \right. \quad (2.22)$$

最終的な一般座標系における3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式は次式 (2.23) のように与えられる.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right)$$

$$\hat{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{bmatrix}, \quad \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \end{bmatrix},$$

$$\hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \end{bmatrix}, \quad \hat{E}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{zx} + \xi_y \tau_{zy} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y + \xi_z \beta_z \end{bmatrix}, \quad (2.23)$$

$$\hat{F}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{yx} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{zx} + \eta_y \tau_{zy} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y + \eta_z \beta_z \end{bmatrix}, \quad \hat{G}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{yx} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{zx} + \zeta_y \tau_{zy} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x \beta_x + \zeta_y \beta_y + \zeta_z \beta_z \end{bmatrix}$$

2.3.2 数値流体力学による解析手法

本研究の数値流体力学解析には、宇宙航空研究開発機構、宇宙科学研究所で開発された流体解析ソルバーLANS3D^{[51][52]}を用いた。解析手法の各要素を Table 2.3.1 に示し、本節ではその詳細を述べていく。

Table 2.3.1 Computational Method

Governing Equation	Compressible Favre-Averaged Navier-Stokes Equation
Convection Term	SHUS Scheme with the Third-order MUSCL Interpolation
Viscous Term	The Second-order Accurate Central-difference Scheme
Time Integration	Second-order ADI-SGS Method
Time Step	Global Time Step
Time Step Size	3.2×10^{-4}
Turbulence Analysis	Laminar
Spanwise Boundary Conditions	Two Dimensional Boundary Condition

2.3.2.1 SHUS スキームと MUSCL

偏微分方程式である支配方程式 (2.23) について離散化を行う。簡単のため、ここでは ξ 方向の空間離散化のみを考え、 $\Delta\xi = \Delta\eta = \Delta\zeta = 1$, $\Delta\tau = \Delta t$ として離散化表示する。なお η , ζ 方向に関しても同様である。対流項 \hat{E} は、次式のように離散化される。

$$\left(\frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} \right) = \hat{E}_{j+1/2} - \hat{E}_{j-1/2} \quad (2.24)$$

$\hat{E}_{j\pm 1/2}$ は、数値流束(Numerical Flux)と呼ばれるもので、仮想セル境界に流入、流出する流速として扱われる。この数値流束を評価する際に SHUS (Simple High-resolution Upwind Scheme) ^[53]を用い、高次精度化には MUSCL (Monotonic Upstream Scheme for Conservation Laws) ^[54]と呼ばれる内挿法を用いた。AUSM (Advection Upstream Splitting Method) 系の一種である SHUS は、境界層や、定常非、定常の接触不連続を正確に捉えることなどの特徴を持ち、非線形の原因となる圧力を別扱いし、それ以外の項のみにおいて風上差分を用いる。 \hat{E} は質量流束 m を用いて次式のように表せる。

$$\hat{E} = \frac{\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}}{J} \left(\frac{m+|m|}{2} \Phi_L + \frac{m-|m|}{2} \Phi_R + \bar{p}N \right) \quad (2.25)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 \\ u \\ v \\ w \\ H \end{bmatrix}, N = \begin{bmatrix} 0 \\ x_n \\ y_n \\ z_n \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

$$m = \rho V_n, \quad V_n = x_n u + y_n v + z_n w \quad (2.27)$$

L と R の添え字は、セルの左右を表す. x_n , y_n , z_n はセル境界面の単位法線ベクトル成分を表し、それぞれ以下のように与えられる.

$$\begin{aligned} x_n &= \frac{\xi_x}{\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}} \\ y_n &= \frac{\xi_y}{\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}} \\ z_n &= \frac{\xi_z}{\sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2}} \end{aligned} \quad (2.28)$$

また、 \bar{p} はセルの左右のマッハ数 M^{LR} ($M=V_n/a$) を用いた圧力であるため、次式のように表される.

$$\begin{aligned}
\bar{p} &\equiv \beta^L p^L + \beta^R p^R \\
\beta^L &= 1, \beta^R = 0 \quad \text{if} \quad M^{LR} > 1 \\
\beta^L &= 1, \beta^R = 0 \quad \text{if} \quad M^{LR} < -1 \\
\beta^{LR} &= \frac{1}{4}(2 \mp M^{LR})(M^{LR} \pm 1)^2 \quad \text{if} \quad |M^{LR}| \leq 1
\end{aligned} \tag{2.29}$$

また m の評価は Roe 法を用いる。ここで、Roe 法で想定されているような線形近似されたリーマン問題を解くわけではないので Roe 平均は用いない。Roe 法の質量流束において差分を保存量から基本量に変換することにより、次式のような質量流束の表式を得られる。

$$\begin{aligned}
m &= (\rho V_n)^L + (\rho V_n)^R - |\bar{V}_n| \Delta \rho - \frac{|\bar{M} + 1| - |\bar{M} - 1|}{2} \bar{\rho} \Delta V_n \\
&\quad - \frac{|\bar{M} + 1| - |\bar{M} - 1| - 2|\bar{M}|}{2} \frac{\Delta p}{\bar{a}}
\end{aligned} \tag{2.30}$$

$$\bar{M} = \frac{\bar{V}_n}{\bar{a}}$$

式 (2.30) の右辺第 1, 2 項は左右の平均値を、第 3, 4 項は移流速度による風上化、残りの項は圧力の寄与を表している。 Δ は左右の差分 ($\Delta \Phi = \Phi^R - \Phi^L$) を表す。また \bar{V}_n , $\bar{\rho}$, \bar{a} については、下記のように定義する。

$$\bar{V} = \frac{V_n^L + V_n^R}{2}, \quad \bar{\rho} = \frac{\rho^L + \rho^R}{2}, \quad \bar{a} = \sqrt{\gamma \frac{p^L - p^R}{\rho^L + \rho^R}} \tag{2.31}$$

また MUSCL 法は、式(2.21)を用いて数値流束を計算する前の段階で、仮想セル境界での物理量 q_L および q_R を、これらの周囲の物理量から内挿することによって決める。なお、セル境界での物理量 Q は保存量、基本量、特性量などを利用できるが、本計算では以下に示す基本量 Q の式を用いた。

$$Q = [\rho, u, v, e]^T \quad (2.32)$$

$$Q_{L(j+1/2)} = Q_j + \frac{s}{4} [(1-ks)\Delta_- + (1+ks)\Delta_+]_j \quad (2.33)$$

$$Q_{R(j+1/2)} = Q_{j+1} + \frac{s}{4} [(1-ks)\Delta_+ + (1+ks)\Delta_-]_{j+1} \quad (2.34)$$

ここで、 $\Delta_{+j} = Q_{j+1} - Q_j$ および $\Delta_{-j} = Q_j - Q_{j-1}$ である。なお k は、外挿の次数を決めるパラメータであり、 $k=1$ のとき 2 次精度風上、 $k=1/3$ のとき 3 次精度風上となる。本計算では $k=1/3$ の 3 次精度の風上を用いている。 s はスキームの単調性を維持して、不連続面での振動を防ぐための制限関数であるが、低速流れのための制限関数はない。

2.3.2.2 時間積分法(ADI-SGS 陰解法)

本研究における時間積分法には、ADI-SGS (Alternate Directional Implicit Symmetric Gauss Seidel) 陰解法を用いた^[55]。一般的に、CFL (Courant Friedrichs Lewy) 条件により取ることのできる時間刻み幅 Δt は制限されてしまう。特に今回扱うような粘性を考慮した流れ場においては、境界層付近や翼の後流といった場所では格子間隔が密となっているため、取り得る時間刻み幅はさらに厳しく制限される。そこで本研究では、この制限に打ち勝つため、陰解法の一つである ADI-SGS 陰解法を用いた。ADI-SGS は FF-SGS (Four-Factored Symmetric Gauss Seidel)^[56]と同様に LU-ADI (Lower Upper Alternating Direction Iteration) と LU-SGS (Lower Upper Symmetric Gauss Seidel) の両方の考えを取り入れた陰解法である。(2.23) 式より、粘性項は陽的に扱うものとして無視すると、

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = 0 \quad (2.35)$$

となり、 \hat{Q} でまとめると、

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \hat{A} \frac{\partial \hat{Q}}{\partial \xi} + \hat{B} \frac{\partial \hat{Q}}{\partial \eta} + \hat{C} \frac{\partial \hat{Q}}{\partial \zeta} = 0 \quad (2.36)$$

$$\hat{A} = \frac{\partial \hat{E}}{\partial \hat{Q}}, \quad \hat{B} = \frac{\partial \hat{F}}{\partial \hat{Q}}, \quad \hat{C} = \frac{\partial \hat{G}}{\partial \hat{Q}}$$

となる． \hat{A} ， \hat{B} ， \hat{C} は，流速ヤコビアン行列（Flux Jacobian Matrix）を表す．その詳細を記すと次のようになる．

$$\hat{A} \text{ or } \hat{B} \text{ or } \hat{C} = \begin{bmatrix} K_t & K_x & & \\ K_x \phi^2 - u\theta & K_t + \theta - (\gamma - 2)K_x u & & \\ K_y \phi^2 - v\theta & K_x v - (\gamma - 1)K_y u & & \\ K_z \phi^2 - w\theta & K_x w - (\gamma - 1)K_z u & & \\ -\theta \left(\frac{\gamma e}{\rho} - 2\phi^2 \right) & K_x \left(\frac{\gamma e}{\rho} - \phi^2 \right) - (\gamma - 1)\theta u & & \\ & K_y & K_z & 0 \\ K_y u - (\gamma - 1)K_x v & K_z u - (\gamma - 1)K_x w & (\gamma - 1)K_x & \\ K_t + \theta - (\gamma - 2)K_y v & K_z v - (\gamma - 1)K_y w & (\gamma - 1)K_y & \\ K_y w - (\gamma - 1)K_x v & K_t + \theta - (\gamma - 2)K_z w & (\gamma - 1)K_z & \\ K_y \left(\frac{\gamma e}{\rho} - \phi^2 \right) - (\gamma - 1)\theta v & K_z \left(\frac{\gamma e}{\rho} - \phi^2 \right) - (\gamma - 1)\theta w & K_t + \gamma\theta & \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

$$\theta = K_u + K_y v + K_z w, \quad \phi^2 = \frac{1}{2}(\gamma - 1)(u^2 + v^2 + w^2)$$

$K = \xi, \eta, \zeta$ は各々 \hat{A} ， \hat{B} ， \hat{C} に対応する．この式を変形すると，

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \hat{A} \frac{\partial \hat{Q}^n + \Delta \hat{Q}}{\partial \xi} + \hat{B} \frac{\partial \hat{Q}^n + \Delta \hat{Q}}{\partial \eta} + \hat{C} \frac{\partial \hat{Q}^n + \Delta \hat{Q}}{\partial \zeta} = 0 \quad (2.38)$$

$$\Delta \hat{Q} = \hat{Q}^{n+1} - \hat{Q}^n$$

となる．さらに式(2.38)を展開していくと次式のように書き換えられる．

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\Delta t} \left(I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi} + \Delta t \hat{B} \frac{\partial}{\partial \eta} + \Delta t \hat{C} \frac{\partial}{\partial \zeta} \right) \Delta \hat{Q} \\ & = -\partial_{\xi} \hat{E} - \partial_{\eta} \hat{F} - \partial_{\zeta} \hat{G} \end{aligned} \quad (2.39)$$

式(2.39)の左辺に対して ADI 分解を行うと

$$\begin{aligned} & \left[I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi} + \Delta t \hat{B} \frac{\partial}{\partial \eta} + \Delta t \hat{C} \frac{\partial}{\partial \zeta} \right] \\ & \cong \left[I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi} \right] \left[I + \Delta t \hat{B} \frac{\partial}{\partial \eta} \right] \left[I + \Delta t \hat{C} \frac{\partial}{\partial \zeta} \right] + O(\Delta t^2) \end{aligned} \quad (2.40)$$

となる。このことにより、行列の複雑な反転を比較的簡単な行列三つの反転にすることができ。もし空間微分に対して 2 次精度中心差分を用いた場合、三つの行列それぞれは流束 Jacobian を要素とする 3 重対角行列となり非常に複雑となる。そこで本研究では 1 次精度風上法を用い簡略化を行った。まず、 $I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi}$ の項に対しては、

$$\begin{aligned} I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi} & \cong I + \Delta t \hat{A}^+ \delta^b + \Delta t \hat{A}^- \delta^f \\ \delta^b & : \text{Backward Difference Operator} \\ \delta^f & : \text{Forward Difference Operator} \end{aligned} \quad (2.41)$$

とできる。ここで \hat{A}^+ および \hat{A}^- は、正の固有値を持つ流束ヤコビアン、負の固有値を持つ流束ヤコビアンである。また、 δ^b および δ^f は、後退差分オペレーター、前進差分オペレーターである。式(2.41)から、 $I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi}$ に下三角要素 L 、対角要素 D 、上三角要素 U の三つに分ける近似 LUD 分解を用いると、

$$\left[I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi} \right] = L + D + U = (L + D) D^{-1} (D + U) \quad (2.42)$$

となる． 因子 $L+D$ と $D+U$ をそれぞれ L^* と U^* に置き換えると，

$$\begin{aligned}
\left(I + \Delta t \hat{A} \frac{\partial}{\partial \xi} \right) \Delta \hat{Q} &= L^* L^* D^{-1} U^* \Delta \hat{Q}^n \\
L^* &= I + \Delta t (\delta^b \hat{A}^+ - \hat{A}^-) \\
D &= I + \Delta t (\hat{A}^+ - \hat{A}^-) \\
U^* &= I + \Delta t (\delta^f \hat{A}^+ - \hat{A}^-)
\end{aligned} \tag{2.43}$$

となる． \hat{A}^\pm を評価する方法として次式(2.44)を用いる．

$$\begin{aligned}
\hat{A}^\pm &= \frac{\hat{A} \pm \sigma I}{2} \\
\sigma &= \max_i \left(\left| \lambda_i \right| \right) = \left| \xi_i + U^3 \right| + c \sqrt{\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2} \\
\lambda_i &= i_{th} \text{ eigen value of } \hat{A}
\end{aligned} \tag{2.44}$$

以上の様な処理を $I + \Delta t \hat{B} \frac{\partial}{\partial \eta}$, $I + \Delta t \hat{C} \frac{\partial}{\partial \zeta}$ のそれぞれに対しても行う．

2.3.2.3 内部反復

時間項に対して以下のような内部反復^[57]を導入する． すなわち， n ステップと $n+1$ ステップの間に m 回の内部反復を行ったとすると式(2.32)は次のようになる．

$$\hat{Q}^m - \hat{Q}^n = \Delta \hat{Q}^m + \Delta \hat{Q}^{(m-1)} - \Delta \hat{Q}^n = -\Delta t \left(\frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} \right)^m$$

ただし

$$\Delta \hat{Q}^m = \hat{Q}^m - \hat{Q}^{(m-1)}$$

$$\hat{Q}^m \Big|_{m \rightarrow \infty} \rightarrow \hat{Q}^{(n+1)}$$

である．右辺に対して式(2.35)と同様にして流束の局所線形化を施してまとめると，

$$\begin{aligned} & \left[I + \Delta t \left(\frac{\partial \hat{A}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{B}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{C}}{\partial \zeta} \right)^{(m-1)} \right] \Delta Q^m \\ & = -(\hat{Q}^{(m-1)} - \Delta \hat{Q}^n) - \Delta t \left(\frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} \right)^{(m-1)} \end{aligned} \quad (2.46)$$

ここで，仮に内部反復による解の変化 $\Delta Q^{(m)}$ がゼロになったとすると，その結果，以下に示すように右辺の式，すなわち非定常 Navier-Stokes 方程式が満足されることになる．

$$\begin{aligned} & -(\hat{Q}^{(m-1)} - \Delta \hat{Q}^n) - \Delta t \left(\frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} \right)^{(m-1)} \\ & \approx -\left(\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} \right) \rightarrow 0 \end{aligned} \quad (2.47)$$

このようにして，式(2.35)の左辺のオペレーターがどのように近似されても，内部反復が収束しさえすれば，完全に時間1次精度を実現できることになる．

内部反復法は，プログラミングの点から見ても導入が容易であり，陰解法において，時間精度を維持する非常に効率的かつ有効な方法である．

また，時間2次精度は，支配方程式(2.23)における時間微分項の離散化に3点の後退差分を用いることでも得られる．すなわち Euler 差分であった式(2.47)と同様な書き方をすると，時間2次精度の場合は，

$$\begin{aligned} & \frac{3\hat{Q}^m - 4\hat{Q}^n + \hat{Q}^{n-1}}{2} = \frac{3\Delta \hat{Q}^m + 3\Delta \hat{Q}^{(m-1)} - 4\hat{Q}^n + \hat{Q}^{n-1}}{2} \\ & = -\Delta t \left(\partial_{\xi} \hat{E} + \partial_{\eta} \hat{F} + \partial_{\zeta} \hat{G} \right)^m \end{aligned} \quad (2.48)$$

と書くことができる．よって式(2.48)を変形して，最終的に，

$$\begin{aligned}
& \left[I + \frac{2}{3} \Delta t \left(\delta_{\xi} \hat{A} + \delta_{\eta} \hat{B} + \delta_{\zeta} \hat{C} \right)^{(m-1)} \right] \Delta \hat{Q}^m \\
& = -\frac{2}{3} \Delta t \left[\frac{3\Delta \hat{Q}^{(m-1)} - 4\hat{Q}^n + \hat{Q}^{(n-1)}}{2\Delta t} + \left(\partial_{\xi} \hat{E} + \partial_{\eta} \hat{F} + \partial_{\zeta} \hat{G} \right)^{(m-1)} \right]
\end{aligned} \tag{2.49}$$

となる．時間 1 次精度の場合と同様に，内部反復における解の変化 $\Delta \hat{Q}^{(m)}$ がゼロになれば，時間 2 次精度が維持できる．

2.3.2.4 時間刻み

時間刻み幅には，局所的時間刻みと大域的時間刻みの二つがある．そもそも時間刻み幅とは，無次元時間における Δt の幅のことを言うが，定常解もしくは非定常解を得るためにそれら二つの時間刻み幅を組み合わせて用いる．本研究では，収束率を向上させるために局所時間刻み法（Space Variable Time Stepping あるいは Local Time Stepping とも言う）を適用している．この手法では，計算格子幅の大きいところで時間刻み幅 Δt が大きくなるように設定するため，各格子点において時間の進み方が異なる．一方，全格子点において Δt を一定とする大域時間刻みは Courant 条件の最も厳しい場所（境界層内）での制約が全領域に及ぶこととなるため，定常解への収束を早めるためには局所時間刻み法を適用するのが有効である．本研究では各格子点において，セル体積の逆数に相当するヤコビアン J を用いて Δt を次のように定義する．

$$\Delta t = \frac{\Delta t_{ref}}{1 + \sqrt{J}} \tag{2.50}$$

Δt_{ref} はあらかじめ与えられる時間刻み幅である．このように Δt を定義することにより，格子幅に依存した Δt を得ることができる．

2.3.2.5 格子

本解析では，C 型トポロジーの計算格子を用いた．外部境界は，翼弦長さの 25 倍を確保している．用いた計算格子を Fig. 2.3.1 に示し，計算格子点数の詳細を Table 2.3.2 に示す．なお，Table 2.3.2 には η 方向を便宜上 3 点とった格子を表示しているが，数値解析上は 1 点分をとった計算をしている．

Table 2.3.2 Number of Computational Grids

ξ -Axis	η -Axis	ζ -Axis	Total
615	3	101	186,345

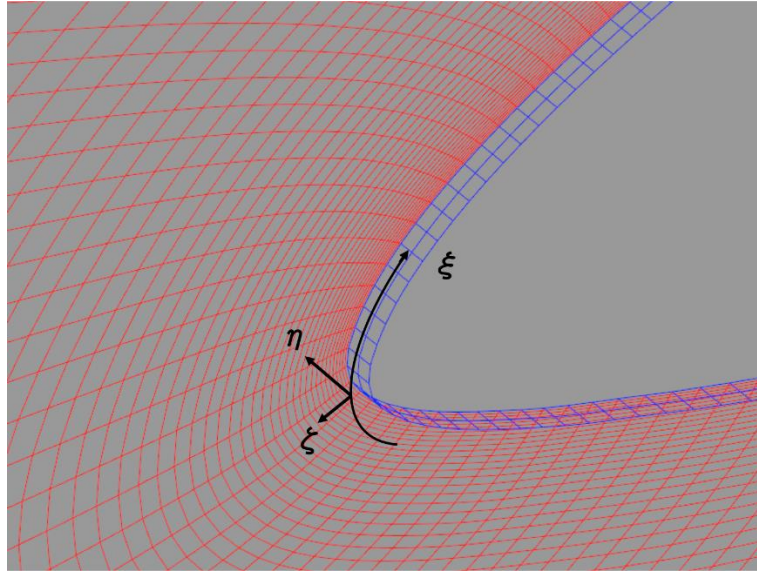


Fig. 2.3.1 Computational Grid

2.3.2.6 境界条件

本解析では、3次元数値流体力学解析コードを用いているため、本来であれば2次元格子を用いた計算が行えない。そこで、翼周りの断面C型格子を翼幅方向に前後数点を用意し、計算点での保存量をその両側の点にコピーしながら計算を行った。なお、翼型周り流れの2次元計算にSHUS+MUSCL3次精度を用いるため、計算する点に対して両側に1点ずつの点があれば計算することができる。

2.3.2.7 層流計算

本解析では、流れ全域を層流と仮定して乱流モデルを用いずに乱流粘性係数を0として計算している。本節では、本数値解析手法の妥当性を風洞試験結果と比較することで検証する。検証データは、金沢工業大学が所有する低速風洞^[58]、東北大学が所有する火星大気風洞^[59]による2次元翼風洞試験結果である。

金沢工業大学の低速風洞の仕様をTable 2.3.3に、外観をFig. 2.3.2に示す。この風洞は吹き出し式風洞であり、測定部は一辺が500mmの正方形断面となっている。風洞測定部下部に3分力天秤を設置し、2次元翼模型を垂直に取り付けている。また二次元性

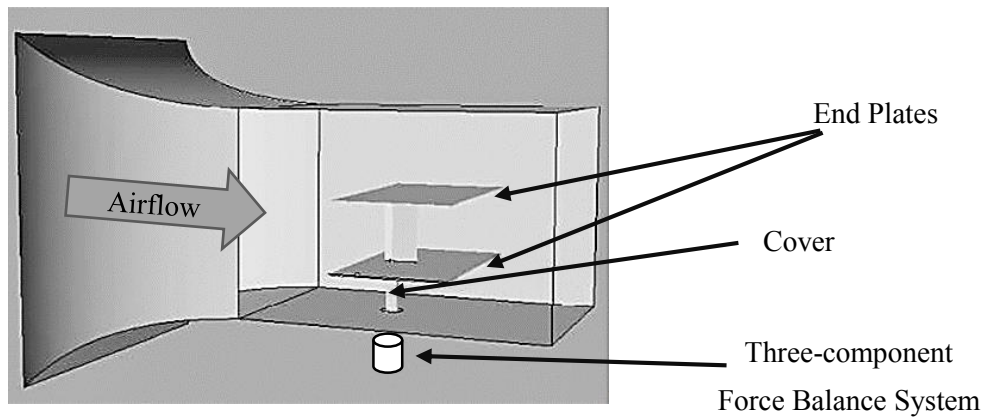
を確保するために翼端板を取り付け、模型と翼端板の間は 1mm とした。翼模型は片持ち式に支持され、ストラット部にはカバーを設けている。

Table 2.3.3 Specifications of Low-speed Wind Tunnel at Kanazawa Institute of Technology^[58]

Wind Tunnel Type	Blow Doom
Measurement Size	500×500 mm
Range of Wind Speed	2.0～35.0 m/s
Turbulence Intensity	Less than 0.3 %



(a) External View of Low-speed Wind Tunnel



(b) Measurement Systems

Fig. 2.3.2 Low-speed Wind Tunnel at Kanazawa Institute of Technology^[58]

(Copyright ©Kanazawa Institute of Technology)

また東北大学の火星大気風洞 (Mars Wind Tunnel) の仕様を Table 2.3.4 に、外観を Fig. 2.3.3 に示す。火星大気風洞は、火星大気中での飛行環境を模擬する目的で東北大学が開発した風洞である (Fig. 2.3.3)。火星大気風洞は、真空チャンバー内に設置された吸い込みの低密度風洞で、減圧、低温化、そして作動気体を火星大気と同じ炭酸ガスに置換することが可能となっている。浅井らは、火星大気風洞を用いて低レイノルズ数・高マッハ数環境下における2次元翼空力特性試験や、感圧塗料 PSP (Pressure-Sensitive Paint) による圧力分布測定を行い、低レイノルズ数のみだけでなく、圧縮性 (マッハ数) が空力性能に与える影響についても研究している。

検証には、火星探査航空機主翼翼型候補の一つである石井翼型を用いた。レイノルズ数は 20,000 とし、数値流体力学による解析では迎角を $-2 \sim 10$ [°] の 2 [°] 刻みとした。各大学の2次元風洞試験において、金沢工業大学は翼端板あり、東北大学は翼端板なしの計測方法をとっている。なお、東北大学の火星風洞ではマッハ数を圧縮性効果が無視できる 0.2 としている。

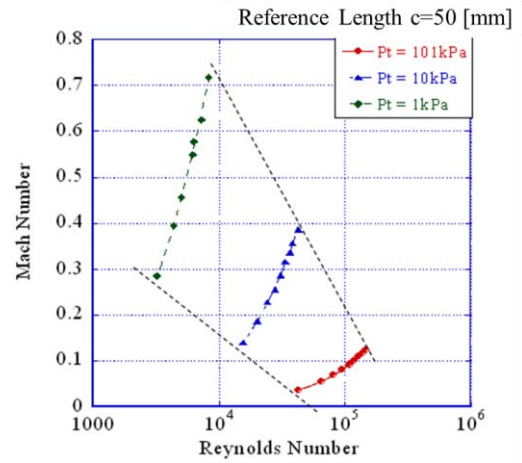
最適化計算に用いる数値流体力学による解析結果は、両大学の風洞試験結果とほとんど差のないものとなった (Fig. 2.3.4)。よって、本解析手法は、妥当であると判断した。

Table 2.3.4 Specifications of Mars Wind Tunnel at Tohoku University^[59]

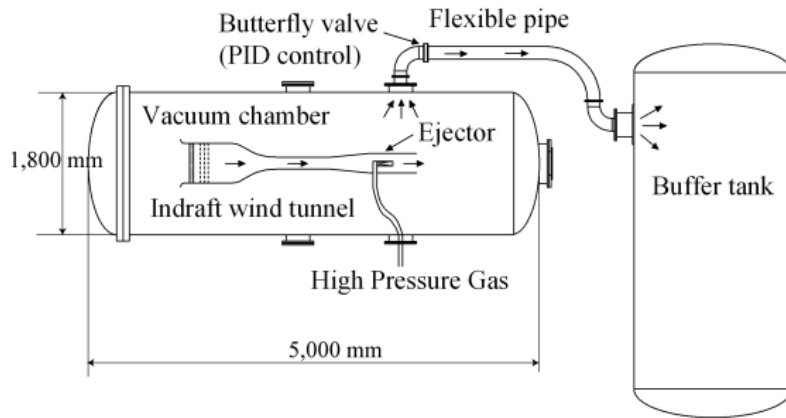
Measurement Size	150×100 mm
Total Pressure	1~100 kPa
Total Temperature	210~300 K
Mach Number	0~0.7
Reynolds Number	$10^4 \sim 10^5$ (Reference Length $c=50$ mm)
Turbulence Intensity	Lower than 0.5 %
Driver Gas	Air or CO ₂ (Dry Gas)



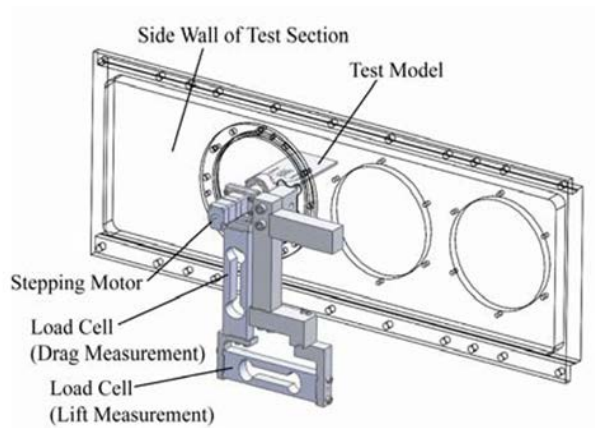
(a) Mars Wind Tunnel in Vacuum Chamber



(b) Operating Envelope



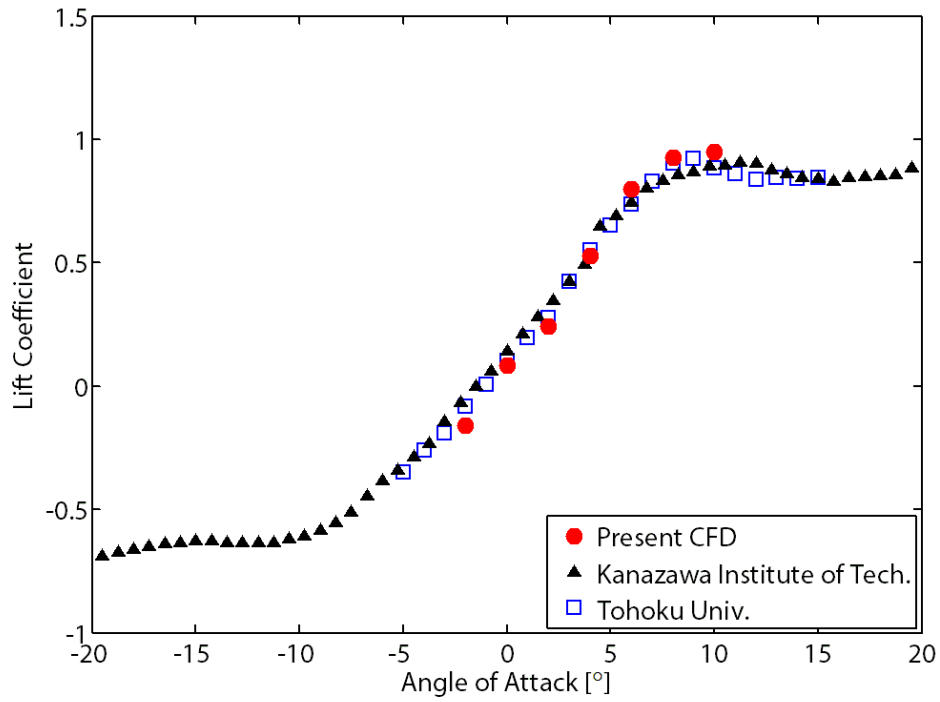
(c) Wind Tunnel System



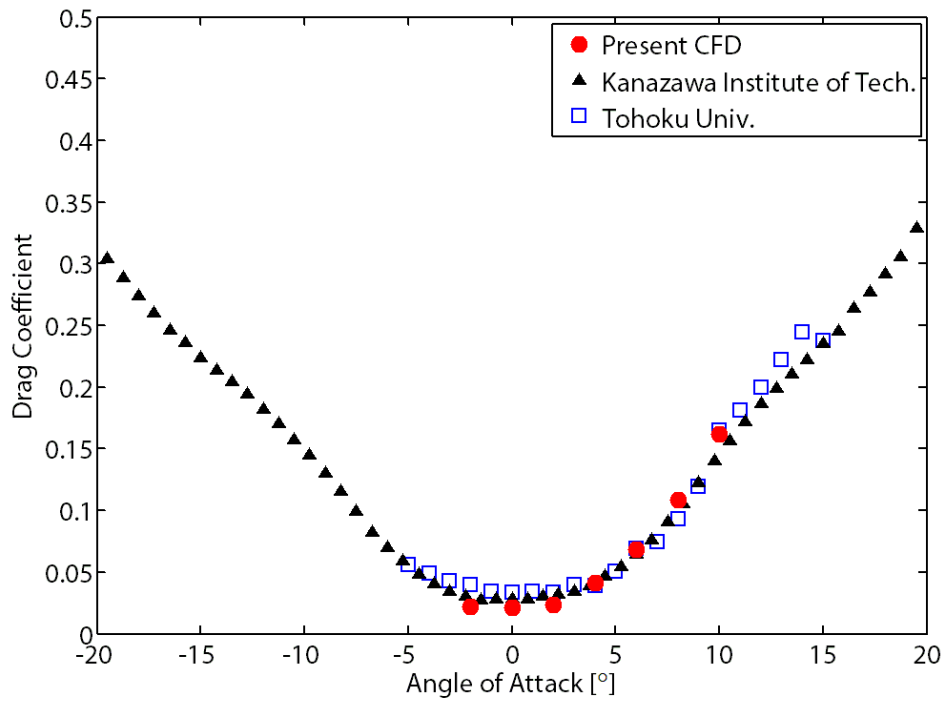
(d) Force Measurement System

Fig. 2.3.3 Mars Wind Tunnel at Tohoku University ^[59]

(Copyright ©Tohoku University)

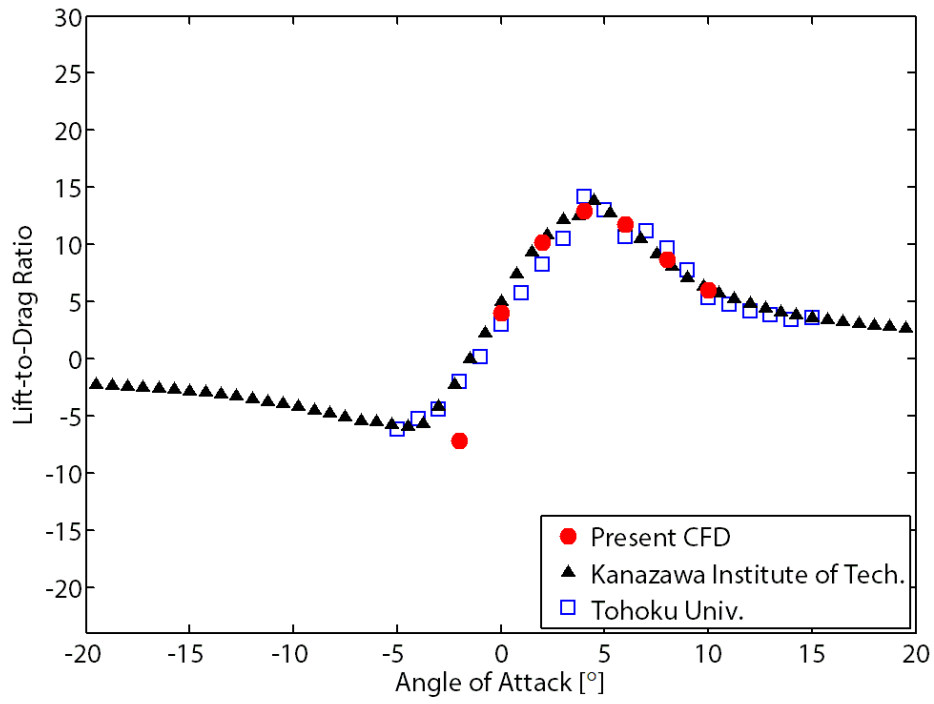


(a) Lift Coefficient



(b) Drag Coefficient

Fig. 2.3.4 Comparison Results of Ishii Airfoil (to be continued)



(c) Lift-to-drag Ratio

Fig. 2.3.4 Comparison Results of Ishii Airfoil (to be concluded)

第3章 低レイノルズ数翼型の設計探索

本研究では、低レイノルズ数領域において石井翼型の揚抗比に対し20%以上の向上を可能とする高揚抗比翼型の獲得を目的とする^[25]。設計探索は、多目的進化アルゴリズムの一つである NSGA-II と数値流体力学を組み合わせ実施した。計算条件を3.1節に示し、3.2節にその結果を示す。

3.1 計算条件

設計探索に取り組むにあたって、設定した数値解析条件をTable 3.1.1に、NSGA-IIの運用条件をTable 3.1.2に示す。なお、レイノルズ数やマッハ数は、想定されている火星探査航空機の巡航時状態から計算された値であり、迎角 3° は仮想的に設定された巡航迎角である。また、設計した翼型の空力特性の評価にあたり、ベンチマークとして石井翼型を設定する。

Table 3.1.1 Numerical Calculation Conditions

Reynolds Number	23,000
Mach Number	0.2
Angle of Attack	3°

Table 3.1.2 Design Optimization Conditions

Objective Functions	I. Lift Coefficient Maximization
	II. Drag Coefficient Minimization
Initial Individual Generation Method	Random Generation
Number of Individuals	100
Number of Generation	100
Blend Crossover Rate	0.5
Mutation Rate	0.1

3.2 探索結果

NSGA-II と数値解析を組み合わせた高揚抗比翼型の設計探索を行った結果を Fig. 3.2.1 (a) に示す。赤い×印は、評価基準翼型として設定した石井翼型を最適化に用いた数値計算法で評価し、最大揚抗比を獲得できる迎角時の空力特性の値を示している。その値は、揚力係数が 0.53、抗力係数が 0.041、揚抗比が 12.9 となっている。Fig. 3.2.1 に、100 個体に世代交代を 100 回繰り返した結果を示す。その中で緑色のプロット点は非劣解を示し、青色のプロット点は劣解を示している。非劣解は 202 個獲得することができた。そのうち、最大の揚抗比は約 28 という非常に高い値が得られた。この値は、石井翼型の最大揚抗比に比べ約 120% 向上している。また Fig. 3.2.1(a) から、二つの目的関数には強いトレードオフの関係がある事がわかる。

ここで、設計した翼型を空力特性と形状の相関から分類するために、得られた解を縦軸に揚抗比、横軸に揚力係数をとったグラフに描写した (Fig. 3.2.1 (b))。パレート解 202 個体を一つずつ観察していくと、パレートフロント上の解が、似た形状同士で集まることがわかった。

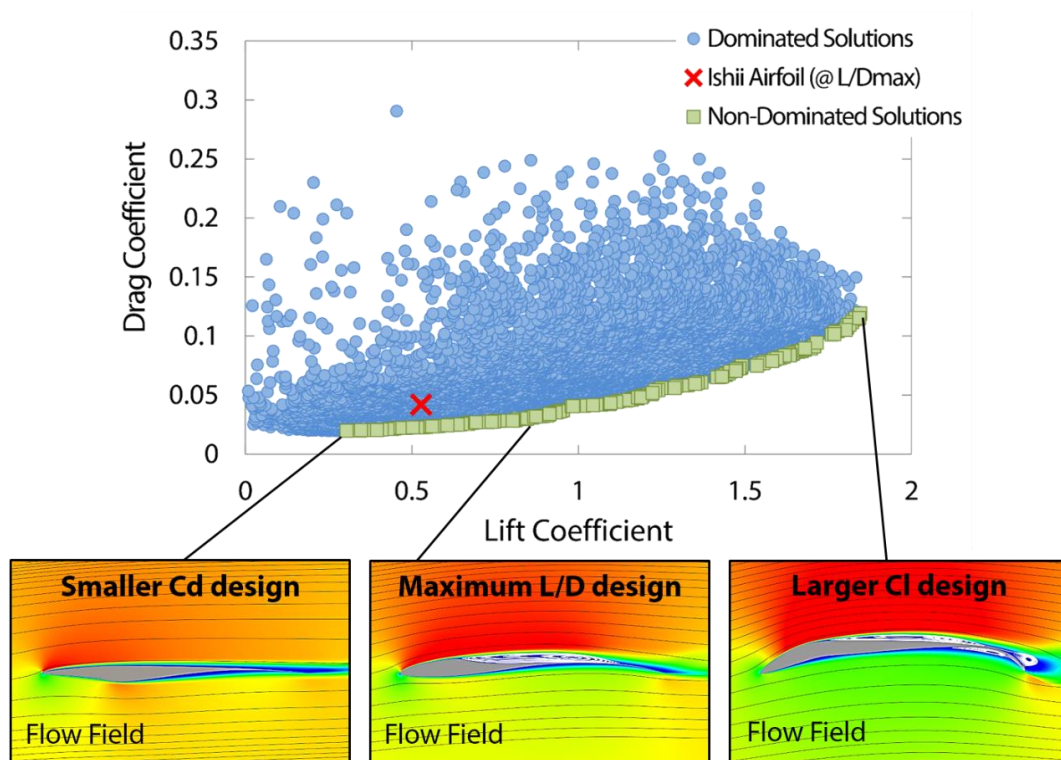
そこで得られた翼型解について、ベンチマークとした石井翼型の揚抗比を上回る性能を有する解について、下記のようなグループに分けて詳細に分析を行った (Fig. 3.2.2)。

Group 1 : 石井翼型より揚力係数が小さいグループ

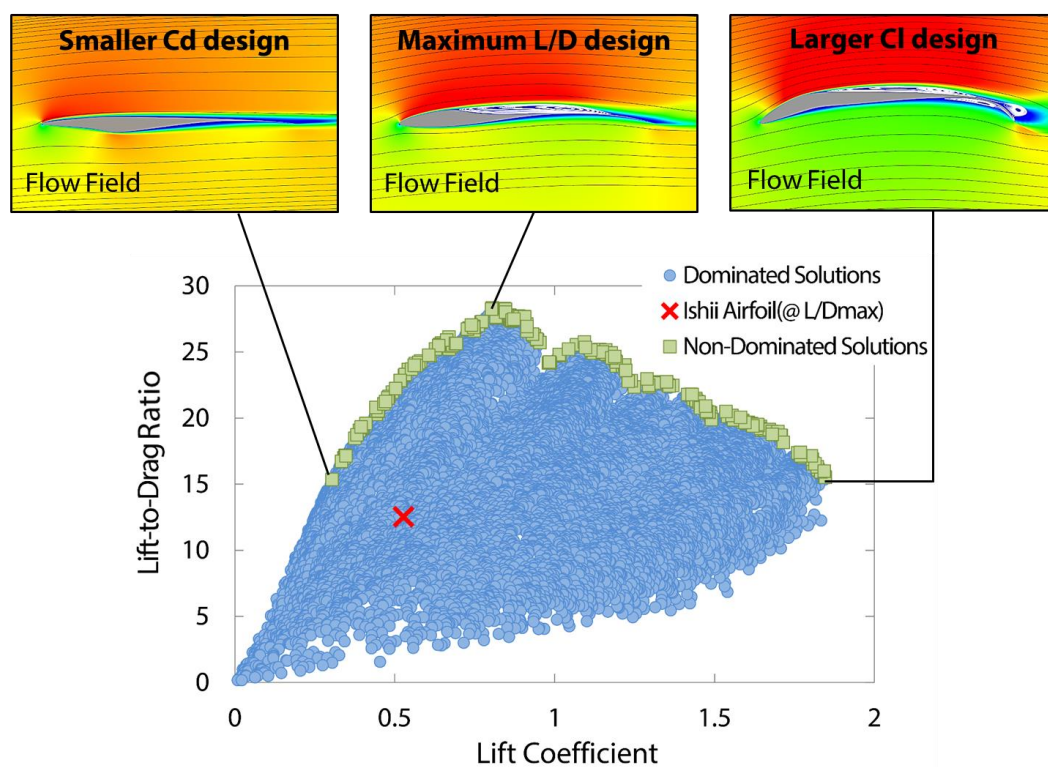
Group 2 : 石井翼型よりも揚力係数が大きく、揚力係数が 1 までのグループ

Group 3 : 揚力係数が 1 より大きいグループ

この 3 つの領域に分類した理由を説明する。まず注目すべき領域は、石井翼型より揚力係数が同等かそれ未満にもかかわらず、揚抗比が石井翼型より高い領域である。この領域に分布する翼型は、低抵抗を実現する形状特性を持っていると考え **Group 1** と設定した。次に注目すべき領域は、石井翼型に比べ揚力係数が同等以上の領域である。また揚抗比が石井翼型より高い領域でもあるため、揚力係数の向上と抗力係数増加の抑制を両立できる形状特性を持っていると考えられる。そのため、この領域を **Group 2** とした。そして最後に、低レイノルズ数領域において 3° における揚力係数が 1 を超えるといった、従来では想定できない空力性能が得られる領域がある。その領域に分布する翼型は非常に高い揚力係数を得られる形状特性を持つと考え、**Group 3** と設定した。



(a) Lift Coefficient versus Drag Coefficient



(b) Lift-to-drag Ratio versus Lift Coefficient

Fig. 3.2.1 All Airfoil Solutions and Pareto Front

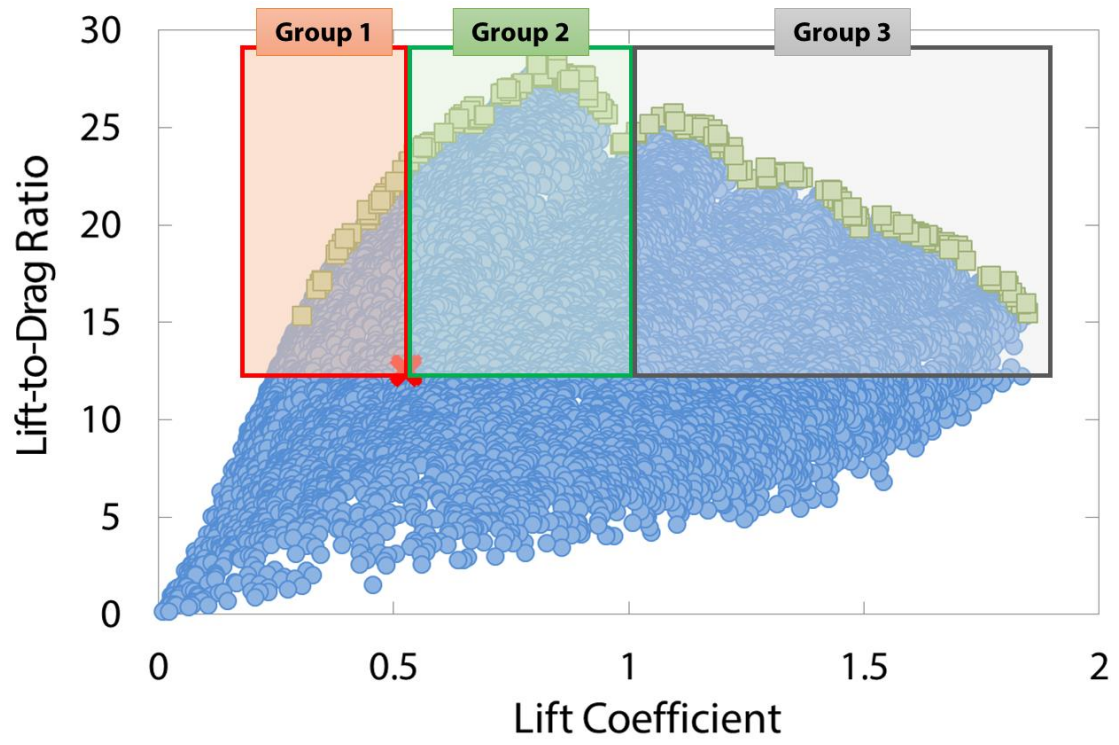


Fig. 3.2.2 Three Groups of Airfoil Solution

まず Group 1 に関してだが、このグループの翼型は大きく分けて 2 種類に分類することができる (Fig. 3.2.3). Fig. 3.2.3 に記している赤い点線は、その翼型の境目を表している. この境目は、幾つか存在しているパレート解同士の距離が比較的離れている場所にある. 両翼型に共通している形状特性として、上面がフラットな形状をしていること、そして最大翼厚位置直後の翼下面が、上に凸な形状となっていることが挙げられる. 翼下面の上に凸な形状が、翼下面において正圧の獲得に関係している (Fig. 3.2.4). さらに Fig. 3.2.4 の (a), (b) を比較すると、上に凸のキャンバーの開始地点が前縁に近いほど、獲得できる正圧に比例していることがわかる. すなわち、低抵抗翼型が揚力を得るために、下面の形状は上に凸な形状であることが必要であり、より揚力係数を獲得するためにその領域を大きく取るよう進化している. ここで、Group 1 における揚抗比が大きい翼型 (Fig. 3.2.4 (a)) は、フクロウ翼の断面形状に非常に似ている (Fig. 1.1.14). フクロウ翼型は、低レイノルズ数領域において優れた空力特性を有している. この翼型も翼下面に上に凸な形状を有しているため大きな揚力を獲得でき、フラットな上面形状が抗力を減少させる働きがあると近藤らは考察している^[32]. またこのグループにおける揚抗比最大値は 21.8 となり、石井翼型に比べて 69% 増加している.

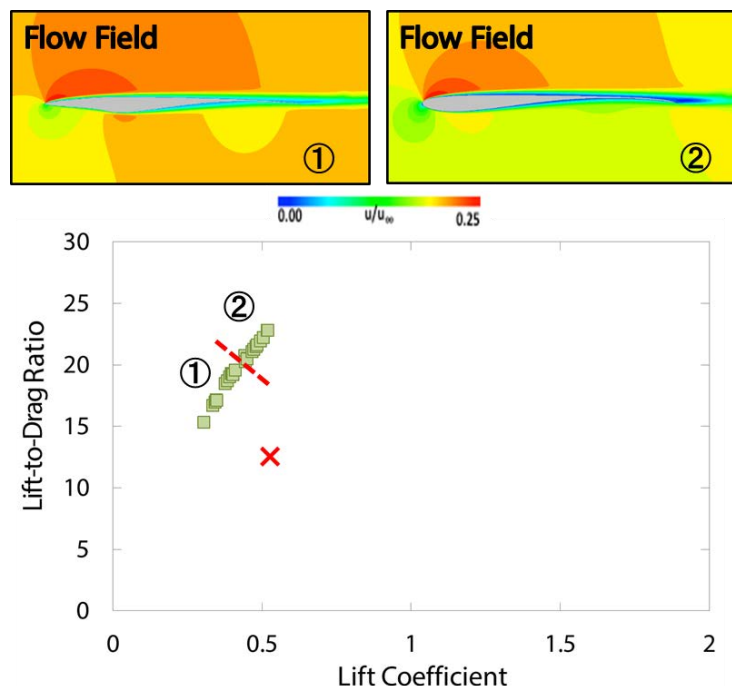
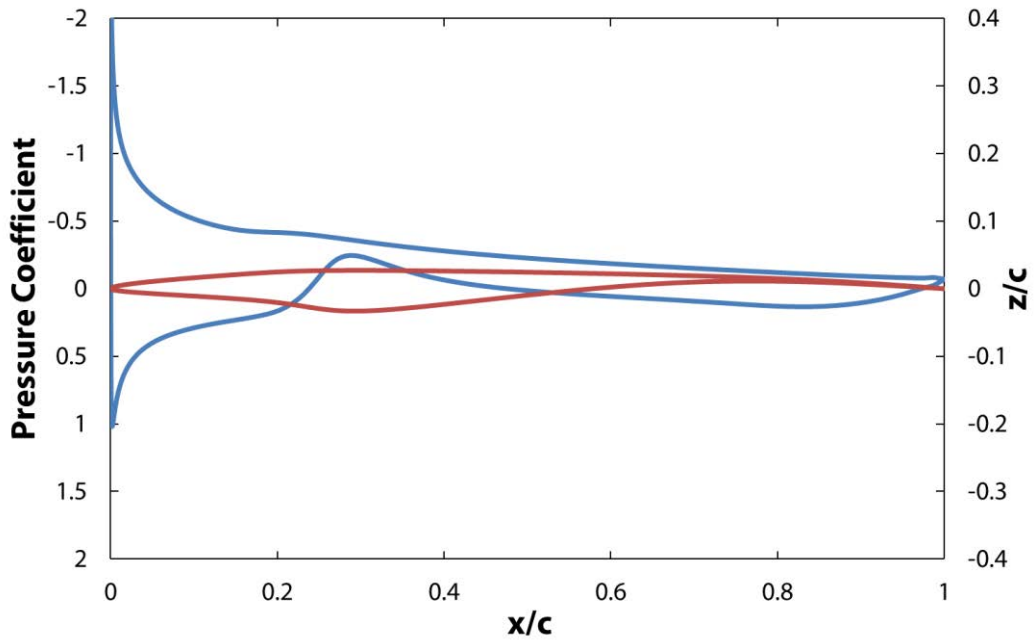
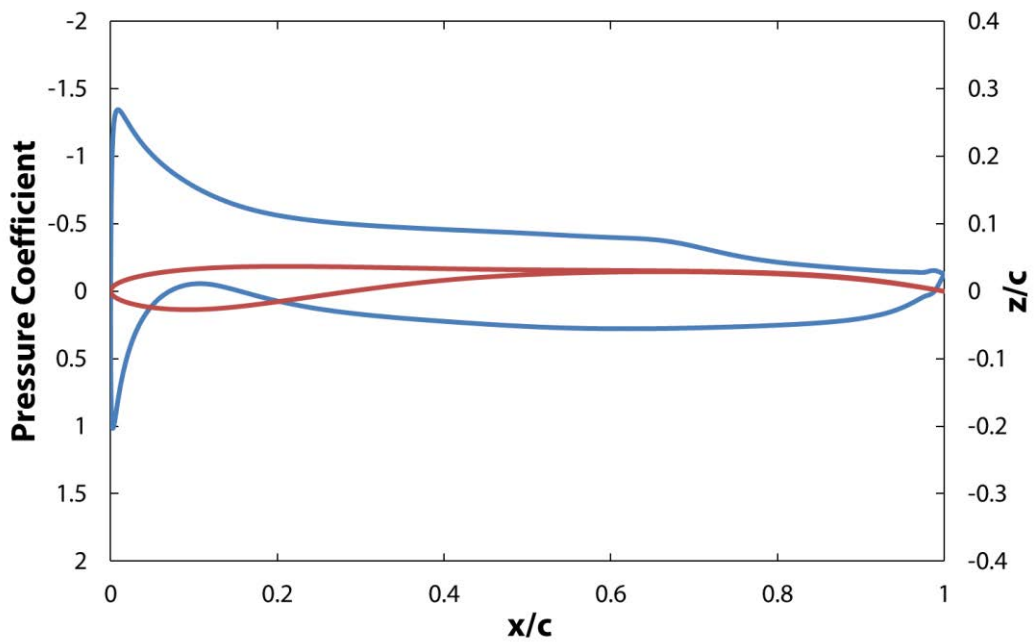


Fig. 3.2.3 Typical Airfoil Shapes of Group 1



(a) Typical Airfoil ①



(b) Typical Airfoil ②

Fig. 3.2.4 Airfoil Shape and Pressure Coefficient of Group 1

次に Group 2 に注目すると、Fig. 3.2.5 に示す通り三つの翼型に分類することができる。Group 2 の翼型は、揚力係数が増加するにつれ徐々に形状を変化させている。まず上面がフラットな形状から、前縁から翼弦長の約 30%位置にくぼみを有する形状に変化し、この形状が翼上面に剥離泡を形成させている。Fig. 3.2.6 が示すような翼上面に発生した渦と、Fig. 3.2.7 の圧力係数分布図から剥離泡が形成されていることが確認できる。さらに揚力係数が大きくなるにつれ前縁半径が徐々に小さくなるため前縁が尖り、下面キャンバーの曲率が大きくなり弧を描くような下面形状に変化する。下面が弧を描くようになることで、Group 1 比べより高い正圧を獲得するようになる (Fig. 3.2.7)。また、このグループにおける最大揚抗比の値は 28.4 となり、石井翼型に比べて約 120%増加する。

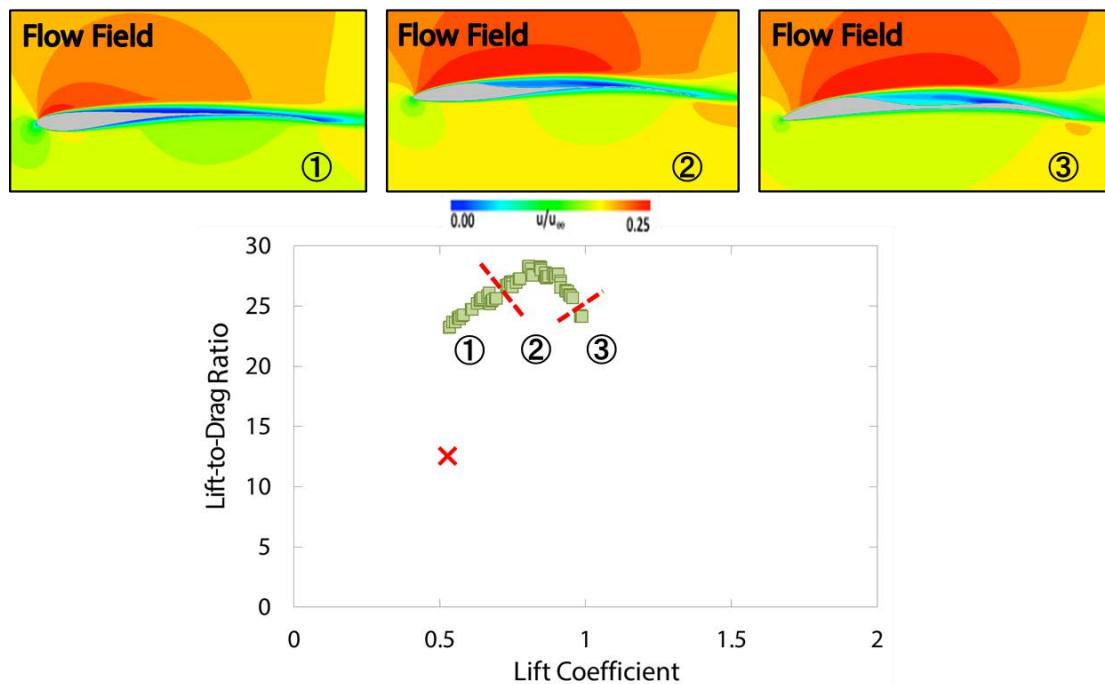
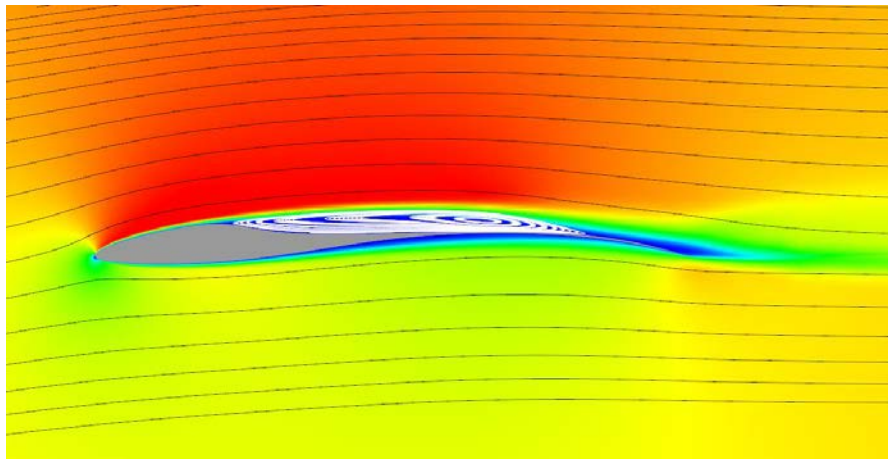
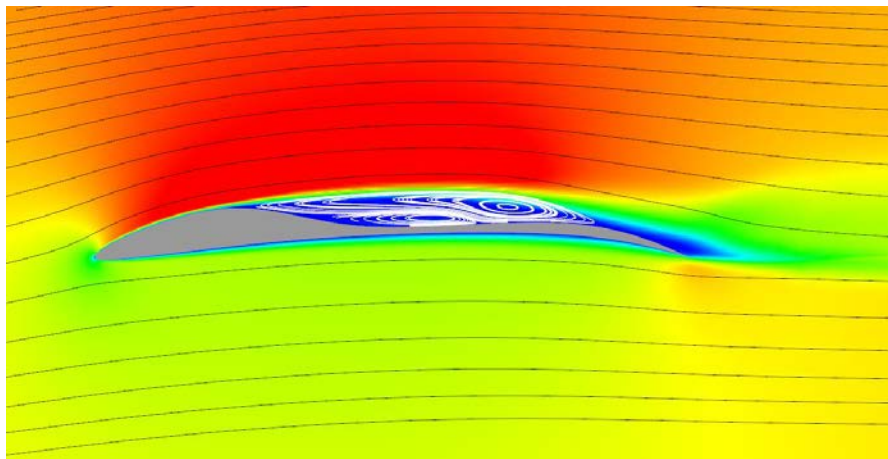


Fig. 3.2.5 Typical Airfoil Shapes of Group 2

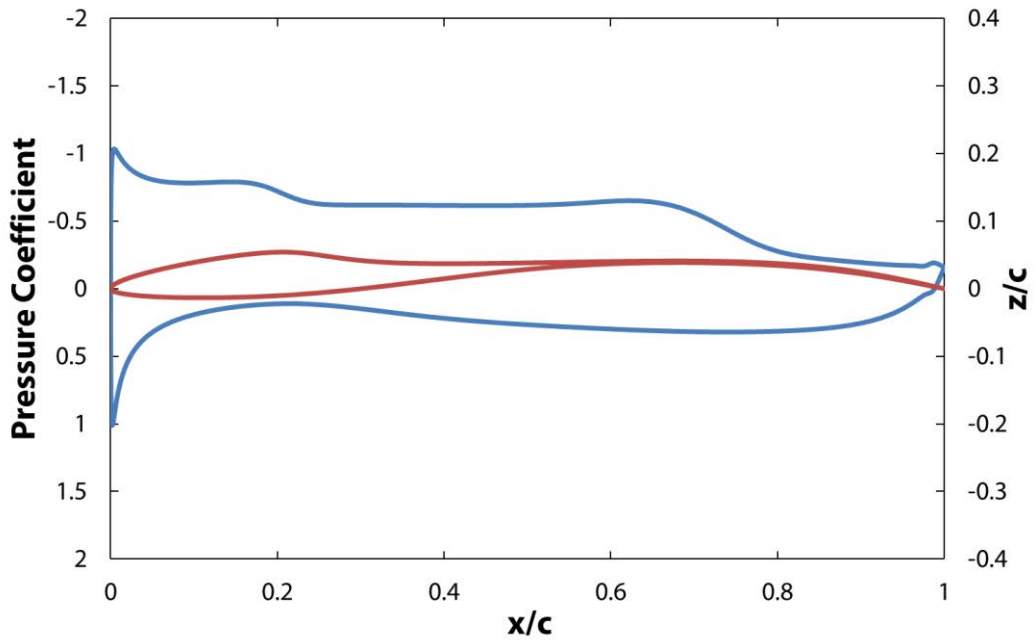


(a) Airfoil ②

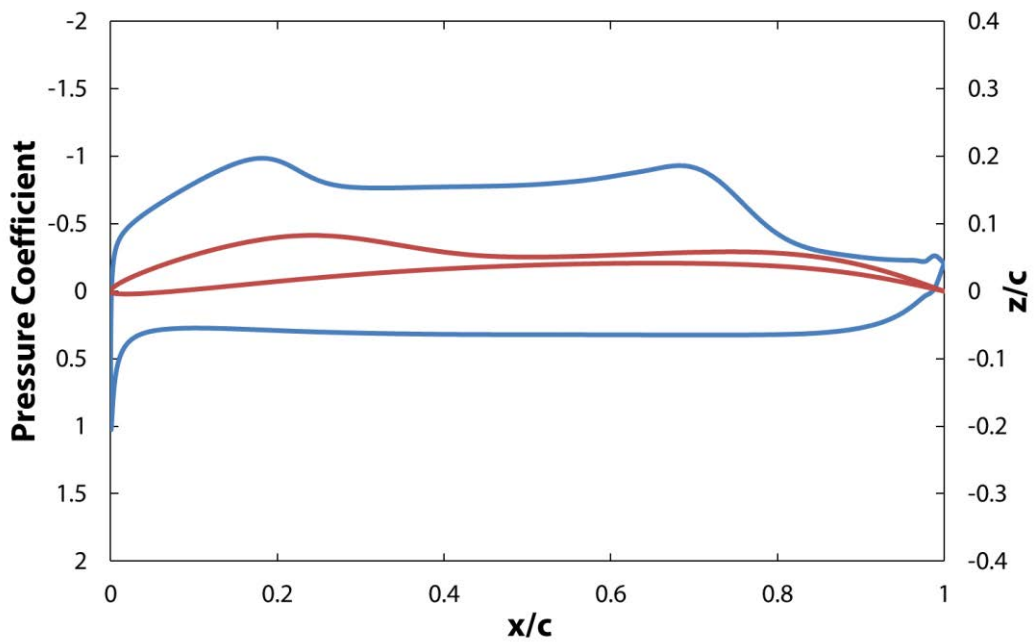


(b) Airfoil ③

Fig. 3.2.6 Time-averaged Flow Field around Airfoils of Group 2



(a) Airfoil ②



(b) Airfoil ③

Fig. 3.2.7 Pressure Coefficient of Airfoils of Group 2

最後に、Group 3 に着目する。このグループでは揚力係数が最大で約 1.85 になり、最大揚抗比時の石井翼型の揚力係数に比べ 3.5 倍にもなる翼型が存在する。しかし、抗力も大きくなるため、揚抗比はそれほど大きくはならない。ここでは大きく分けて三つの翼型に分類した (Fig. 3.2.8)。特に注目すべき翼型は、Fig. 3.2.8 における最も揚力係数が高い③の翼型である。まず上面形状だが、前縁から約 20%位置から 90%位置までほとんどフラットな形状をしており、その開始点から剥離した流れが後縁で再付着し、剥離泡を形成している (Fig. 3.2.9)。これが前縁付近でのサクションピーク後に高い負圧を維持させている。さらに下面形状は、Group 2 の揚力係数が大きい翼型に見られたような弧形をしており、それをさらに曲率が強くなるよう変化している。それに加えて後縁付近に、前縁と比べ曲率が小さいフラップのような形状がある。これらの形状特性から下面で非常に大きい正圧を得ている (Fig. 3.2.10)。

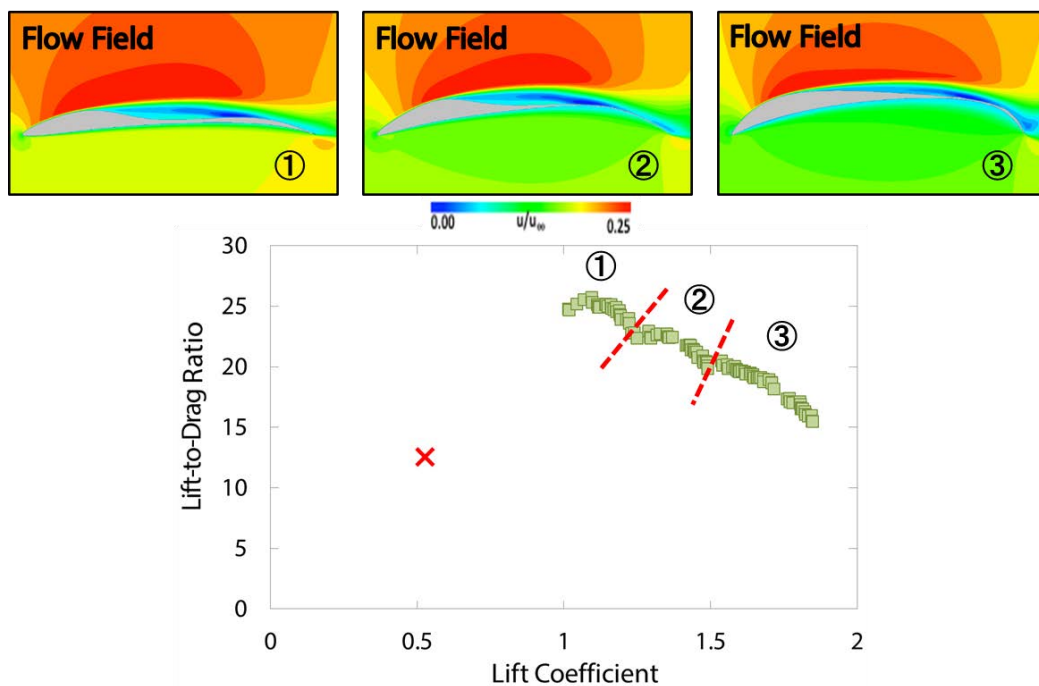


Fig. 3.2.8 Typical Airfoil Shapes of Group 3

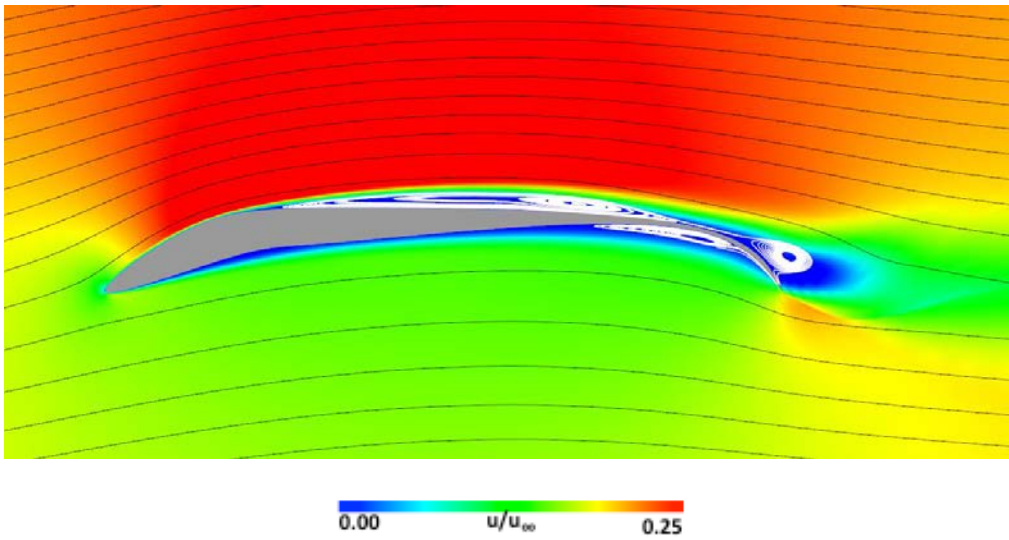


Fig. 3.2.9 Time-averaged Flow Field around Airfoil of Group 3

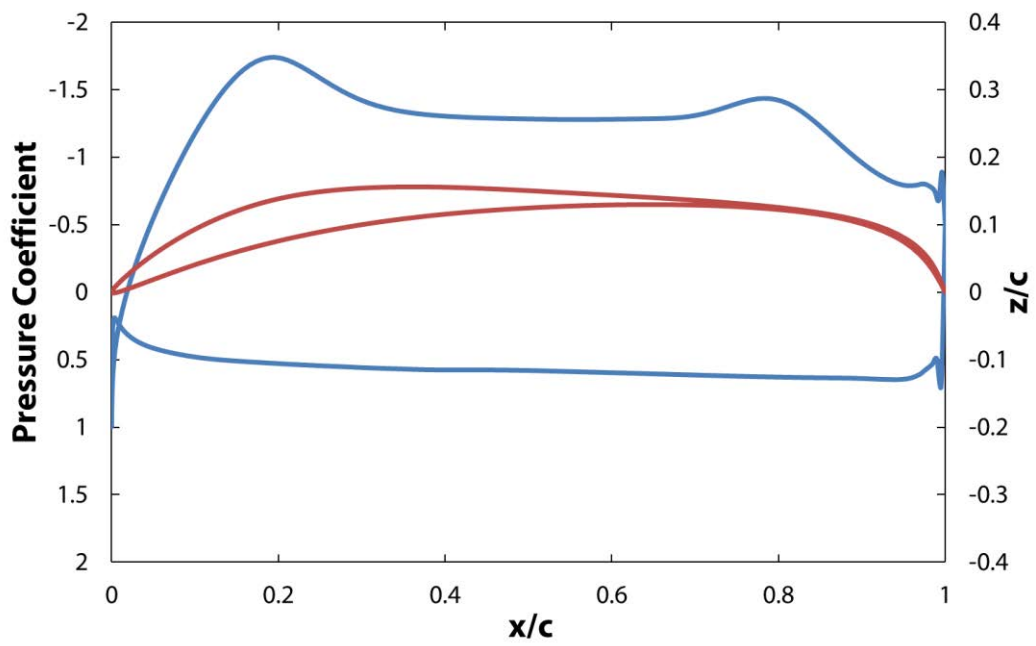


Fig. 3.2.10 Pressure Coefficient of Airfoil of Group 3

3.3 風洞試験による性能評価

前節では、既存の翼型として石井翼型を基準とし、それより揚抗比が 20%上回る事を目標として高揚抗比翼型の設計探索を行った。その結果、数多くの高揚抗比翼型を獲得することができ、数値流体力学による解析では目標を達成することができた。

しかしながら、数値解析で表現できる環境は、主流乱れ度が 0 の理想状態である。そのため、より実環境に近い風洞試験においてもその性能が石井翼型に比べ優位であることを証明する必要がある。

そこで、Fig. 3.3.1 (b) ~ (d) に示す三つの翼型を選択した。まず翼型を選択するにあたり、以下の項目を満たす事を前提とした。

- ① 風洞試験モデルの製作が可能であること
- ② 揚力係数が 1 を超えないもの
- ③ 石井翼型の最大揚抗比 12.9 に比べ 20%以上高い

上記の項目のうち、②を挙げた理由としては、飛行に用いる揚力係数付近で最大揚抗比を得るためである。③の具体的な数値は約 16 である。次に、Fig. 3.3.1 (b) ~ (d) に示す三つの翼型を選択した理由を述べる。

3.2 章で揚力係数が 1 を下回る領域として、Group 1 と Group 2 を設定したので、それらの領域から翼型の選択した。まず Group 1 からは低抵抗翼型として、Fig. 3.1.3 に示す 2 種類の翼型がある。しかし、先ほど提示した翼型選定の前提条件である①と③を同時に満たす解は存在しなかった。次に、Group 2 に着目すると、この領域では大きく分けて Group 1 の②に似た形状を持つ翼型と、翼上面が波形形状の翼型がある。そこで、Group 1 の②に似た形状を持つ解から No.1 翼型と No.2 翼型を、波形形状を持つ解の中から No.3 翼型を選択した。

本風洞試験では、西日本工業大学総合システム工学科機械工学系(おぼせキャンパス)に設置されている小型変圧風洞試験設備を使用する^[64]。本風洞試験設備は、風洞本体、真空排気装置、計測装置で構成されている。

本風洞の大きな特徴は、通常の大気圧環境下での試験のほか、流路全体を密閉することで風洞内を減圧して試験を行うことができる点にある。一般的な低速風洞において低レイノルズ数環境を実現するには、流速を小さくして試験を行う必要があるが、その際、気流の乱れ度の増加や供試体に作用する流体力の低下が問題となることが多い。しかし本風洞を用いた場合、風洞内の圧力を下げてレイノルズ数を小さくすることにより、一様流動圧を維持することが可能であり、気流の乱れ度の増加も抑えることができる。ま

た回流式風洞であるため長時間の連続運転が可能である。本風洞は、一辺が 0.5m の正方形断面と長さ 1.0m の測定部を持つ水平回流式変圧連続風洞である。測定胴を交換することにより、開放式と密閉式の 2 通りで使用できる。開放式測定胴を使用した場合には、低速から 50m/s までの風速を連続的に実現できる。密閉式測定胴を使用して流路内を 0.1 気圧に減圧した場合には、最高風速 100m/s での連続運転が可能である。本風洞試験では密閉式測定胴を使用した。風洞本体の仕様を Table 3.2.1 に、風洞本体の外観および全体図をそれぞれ Fig. 3.3.2 に示し、風洞内減圧用の真空ポンプおよび大気圧状態へ戻すための大気開放弁 Fig. 3.3.3 に示す。

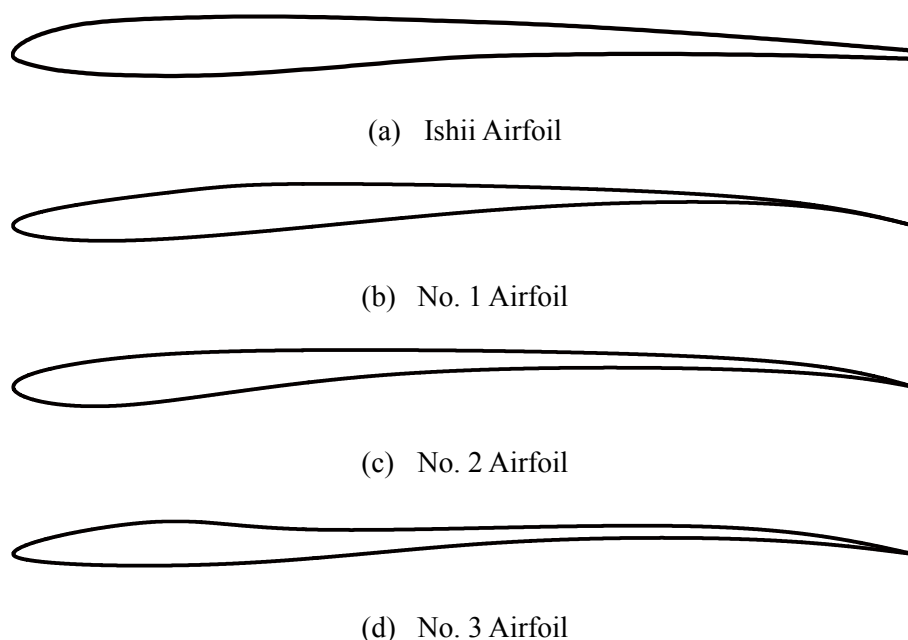


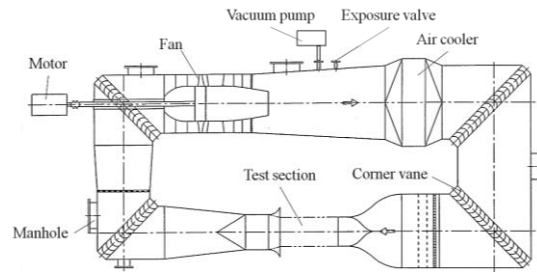
Fig. 3.3.1 Wind Tunnel Test Models

Table 3.3.1 Specifications of Variable-pressure Wind Tunnel at Nishinippon Institute of Technology

Test Section Size	0.5 (W) × 0.5 (H) × 1.0 (L) m
Contraction Ratio	1 : 5
Pressure Range	10 kPa ~ Atmospheric Pressure
Wind Speed Range	10 – 50 m/s (Atmospheric Pressure) 10 – 100 m/s (at 10kPa)
Turbulence Intensity	Less than 0.5 %
Wind Temperature	Room Temperature ~ 50 °C



(a) External View



(b) System Layout

Fig. 3.3.2 Variable-pressure Wind Tunnel at Nishinippon Institute of Technology



(a) Vacuum Pump



(b) Air Release Valve

Fig. 3.3.3 Vacuum Equipments

供試体にかかる荷重測定のために、日章電機(株)の 3 分力計 (5N-5N-0.5Nm) LMC-3501-5N を使用した。同 3 分力計を Fig. 3.3.4 に示し、仕様を Table 3.3.2 に示す。天秤装置および供試体は、供試体の自重が加わるのを防ぐため、測定胴面の上部から吊り下げている。



Fig. 3.3.4 Three-component Force Balance LMC-3501-5N

Table 3.3.2 Specifications of Three-component Force Balance LMC-3501-5N

Limit Load	F_x	$\pm 5 \text{ N}$
	F_y	$\pm 5 \text{ N}$
	M_z	$\pm 0.5 \text{ Nm}$
Nonlinearity		$\pm 0.5 \% \text{FS}$
Hysteresis		$\pm 0.5 \% \text{FS}$
Allowable Overload		$\pm 150 \% \text{FS}$
Temperature Drift of Zero		$\pm 0.01 \% \text{FS}/^\circ\text{C}$
Temperature Sensitivity		$\pm 0.01 \% \text{Reading}/^\circ\text{C}$

また本風洞試験では、PIV 計測による流れ場の可視化も実施した。PIV 計測装置と供試体は、実験を行う風洞の測定部周辺に配置した (Fig. 3.3.5)。PIV 装置は、主に同期装置 (パルスジェネレータ)、CCD カメラ、レーザと粒子発生装置から成っている。パルスジェネレータが、レーザの照射とカメラの露光の同期制御を行う。粒子発生装置にはネブライザ (医療用吸入器) を使用し、風洞内にグリセリン水溶液のミストをトレーサ粒子としてシーディングする。レーザ光を測定領域内に照射し、風洞の上流から注入されたシード粒子の散乱光を風洞の側面に設置したカメラにより撮影することで流れ場を可視化できる。制御用 PC からは、画像撮影取込ソフトウェアによりカメラの撮影条件設定と撮影操作を行う。撮影された画像データは、数値データとして画像取込ボードを介して PC へと取り込まれたのち、PIV 画像解析ソフトウェア「Flowmanager」により解析を行う。

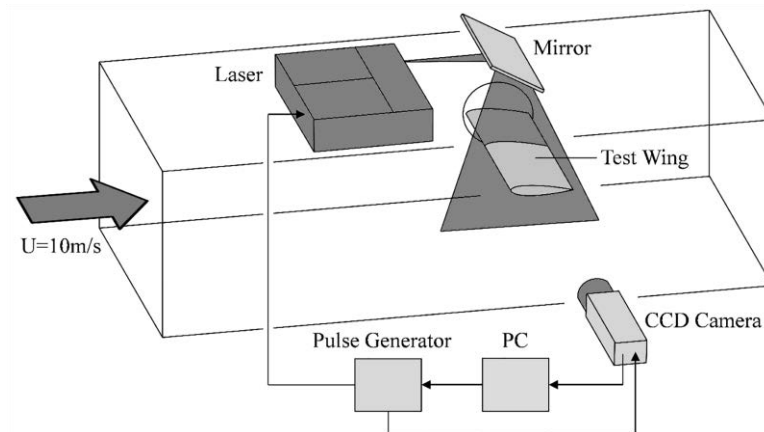
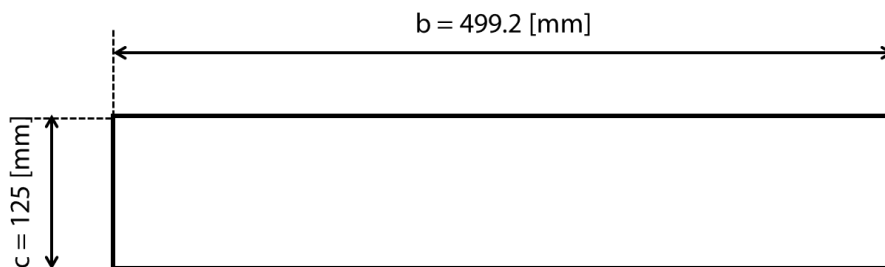
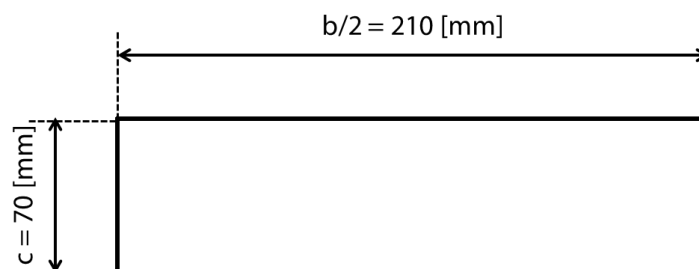


Fig. 3.3.5 Device Configuration of PIV Measurement

なお、供試体サイズは力試験と PIV 計測で異なる (Fig. 3.3.6). 力試験では、2 次元 CFD と比較するため、翼端の影響が発生しない 2 次元翼として計測する. そのため、力試験の供試体サイズは、翼弦長 125mm, 翼幅 499.2mm とした (Fig. 3.3.6 (a)). PIV 計測では、翼弦長が 70mm, 翼幅(半裁)が 210mm である (Fig. 3.3.6 (b)).



(a) Force Balance Test



(b) PIV Measurement

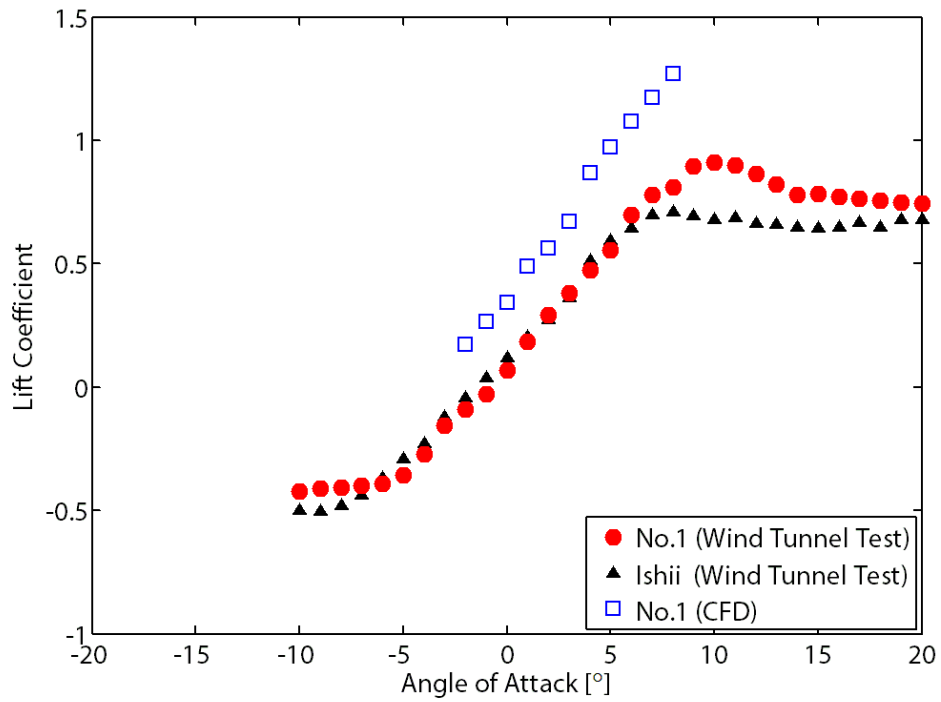
Fig. 3.3.6 Test Models Size

本風洞試験では、主流のレイノルズ数を 20,000 とした。検証には、同条件のもと測定した石井翼型の風洞試験値、ならびに設計探索に用いた数値解析による No.1~3 翼型の解析値で比較する。また、PIV 計測ならびに数値解析による流れ場の可視化画像は、迎角 0°から 2°毎に 8°まで記載している。

まず No.1 翼型の揚抗特性を Fig. 3.3.7 に示し、流れ場の様子を Fig. 3.3.8 に示す。Fig. 3.3.8 の流れ場は、No.1 翼型の数値解析による可視化画像、No.1 翼型の PIV 計測による可視化画像、そして既存翼型との比較として石井翼型の PIV 計測による可視化画像となっている。Fig. 3.3.7 (a) を見ると、No.1 翼型の数値計算値と風洞試験値の揚力係数に大きな差異があることがわかる。揚力傾斜の差異はほとんど無いが、その差異は迎角 8°で約 0.46 と最も大きくなる。Fig. 3.3.8 の流れ場を見ると、迎角 0°から 4°付近までは流れ場に大きな違いはなく、後縁剥離流れである (Fig. 3.3.8 (a), (b), (c))。そのためこの領域における揚力係数の差異には、No.1 翼型と同様に翼下面で獲得できる正圧の違いが影響していると考えられる。迎角が 6°以上になると、流れ場に違いが出てくる。数値解析では迎角 6° (Fig. 3.3.8 (d)) から剥離泡の存在が確認でき、迎角の増加とともに剥離泡の規模が大きくなる。それに比べ PIV 計測では、迎角 6°から迎角 8° (Fig. 3.3.8 (e)) で翼弦長中央位置から後縁にかけて剥離泡が確認できるが、その規模は数値計算に比べ小さい。また石井翼型と No.1 翼型の風洞試験値を比較すると、No.1 翼型の最大揚力係数は石井翼型より約 36%上昇している。さらに石井翼型の失速迎角が 8°であることに対して、No.1 翼型では 10°と失速迎角が大きくなっている (Fig. 3.3.7 (a))。流れ場を見てみると、まず石井翼型については、迎角 6°付近で剥離泡を伴う流れ場が、8°付近から崩壊し前縁剥離流れに変化していることがわかる。この流れ場の変化が失速状態を誘発する。それに対して No.1 翼型では、6°で翼上面前方に剥離泡が形成され、8°付近で剥離泡が崩壊し後縁剥離流れに移った後、剥離点が前方に遷移していかない。この現象が要因となって、流れ場が剥離法を伴う流れ場から前縁剥離流れに移らないため、失速を遅らせていると考えられる。そのため No.1 翼型の風洞試験値では、最大揚力係数の上昇が可能となったと考えられる。

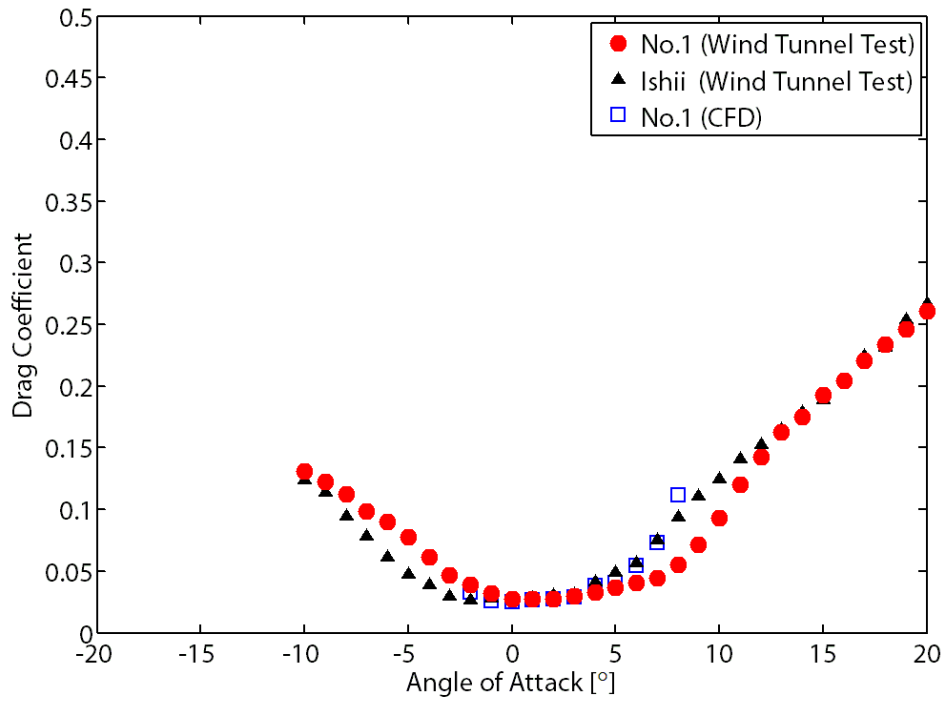
次に抗力係数については、数値解析結果において翼上面に剥離泡が形成される迎角 4°まで、数値解析結果と風洞試験値にほとんど差異が見られない。迎角が 4°以上になると、風洞試験値が数値解析結果を下回る結果となった。この要因としては、風洞試験の剥離領域が数値解析結果より小さく、迎角が上昇してもほとんど付着流となっているためである。また石井翼型と No.1 翼型の風洞試験値を比較すると、No.1 翼型の抗力係数

が迎角 4°から石井翼型を下回る。この抗力係数が下回る迎角範囲で、No.1 翼型の揚抗比が石井翼型より優位に立つことが Fig. 3.3.7 (b) と (c) からわかる。その最大値は約 18 と石井翼型に比べ約 40%向上している。

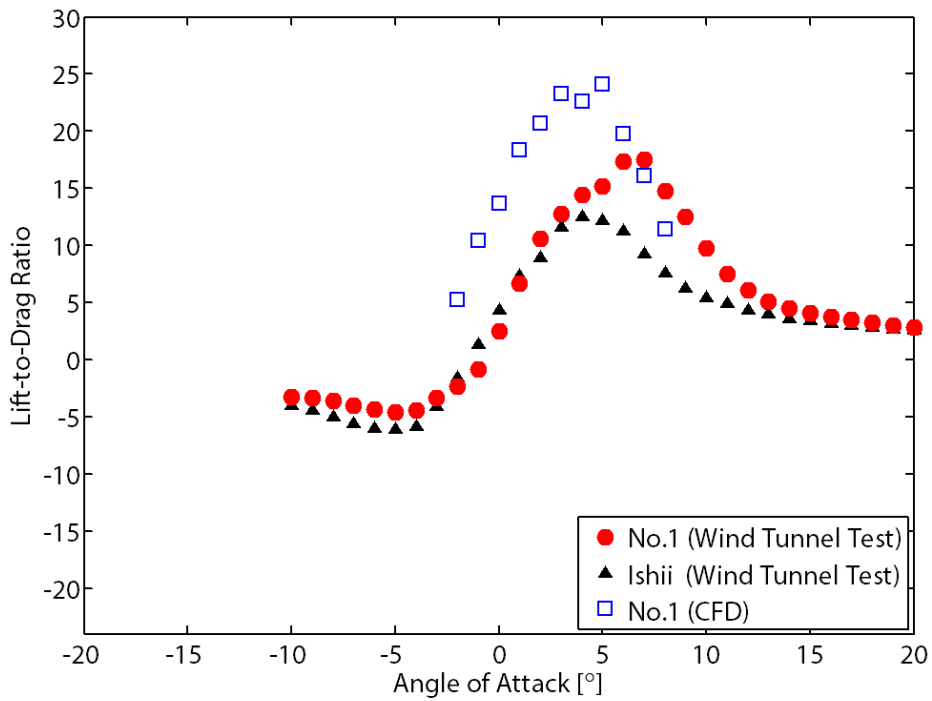


(a) Lift Coefficient

Fig. 3.3.7 Lift and Drag Characteristics of No.1 Airfoil (to be continued)

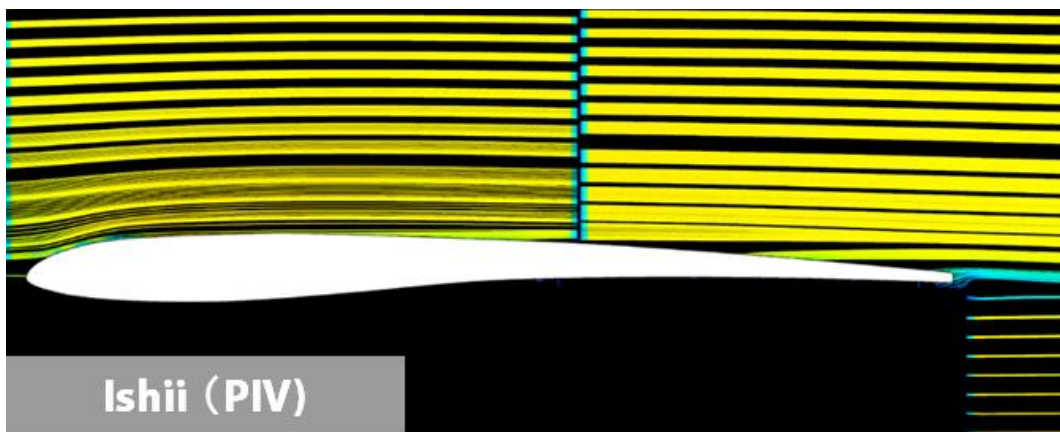
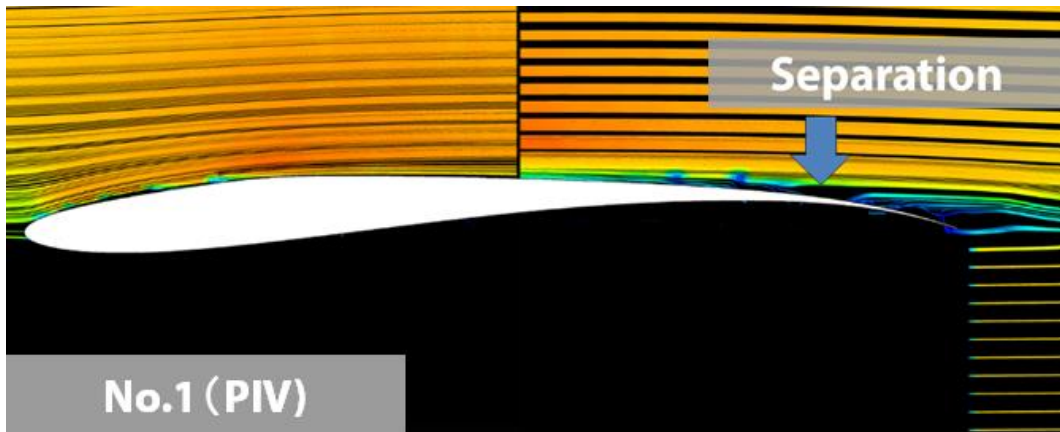
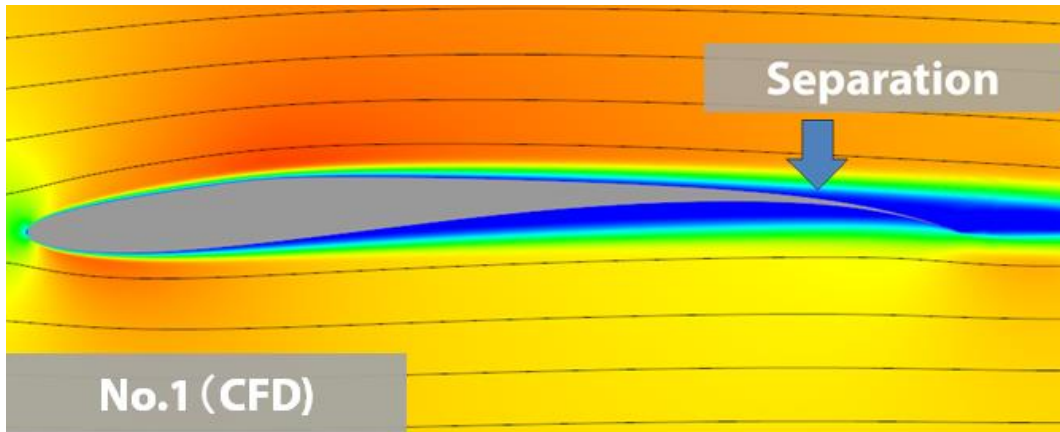


(b) Drag Coefficient



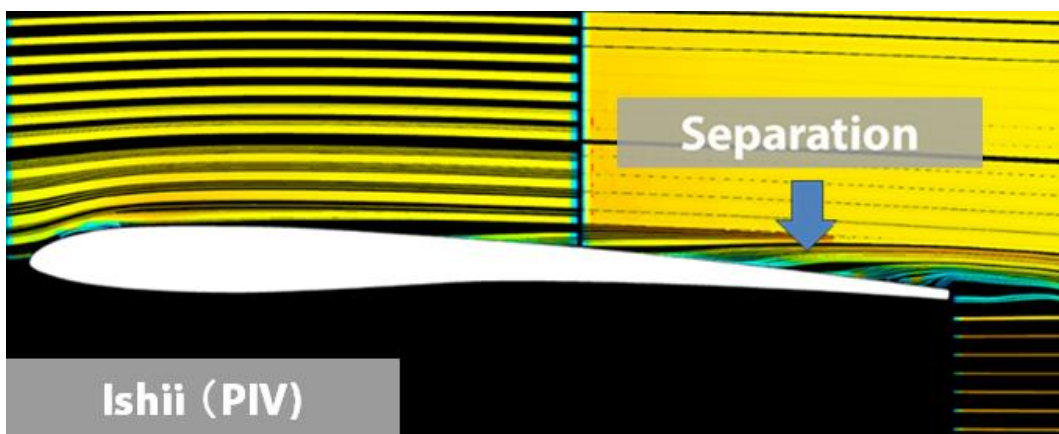
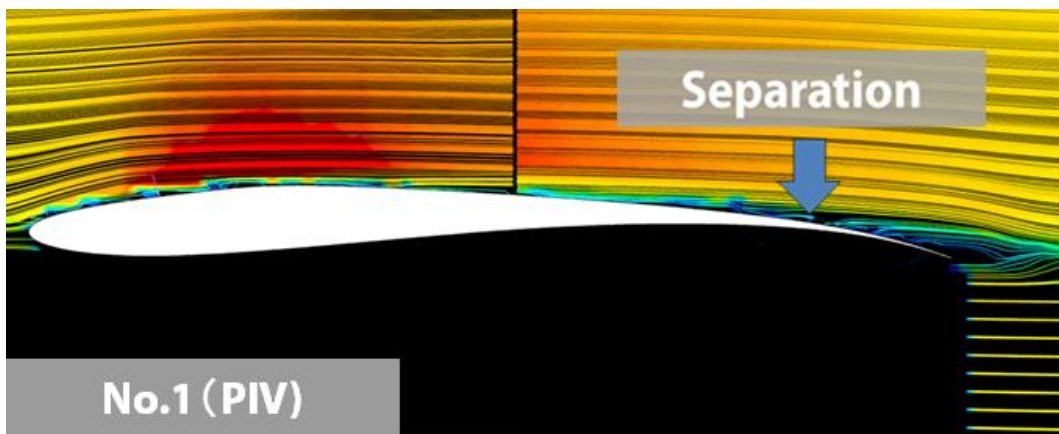
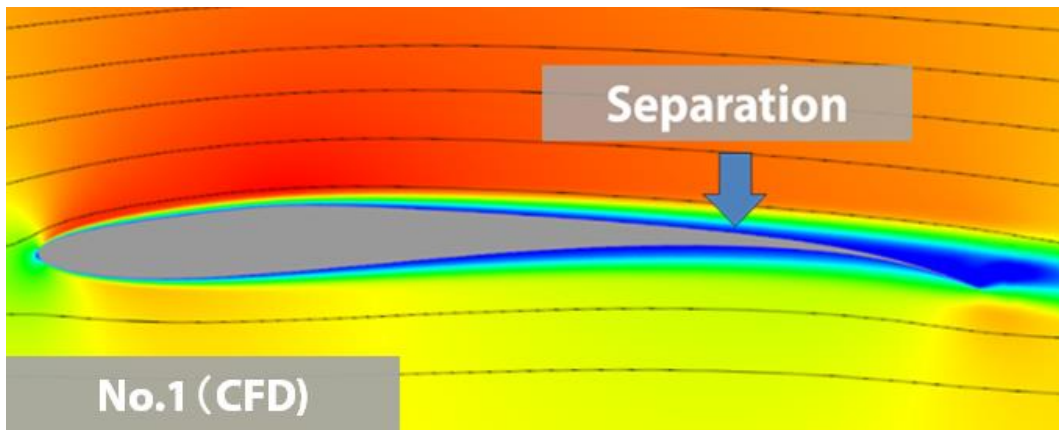
(c) Lift-to-drag Ratio

Fig. 3.3.7 Lift and Drag Characteristics of No.1 Airfoil (to be concluded)



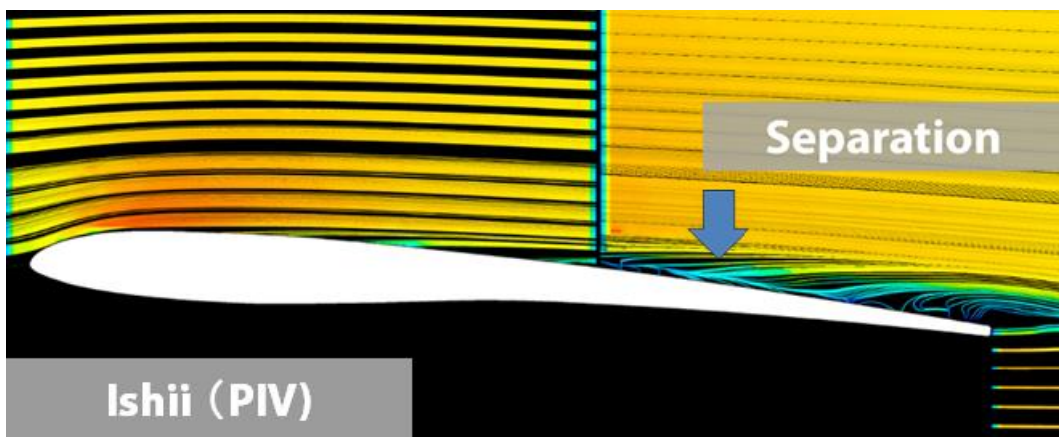
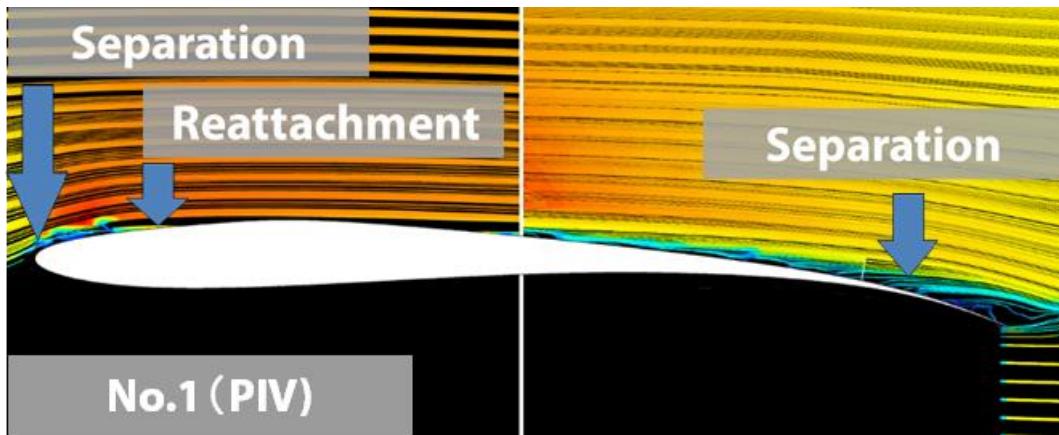
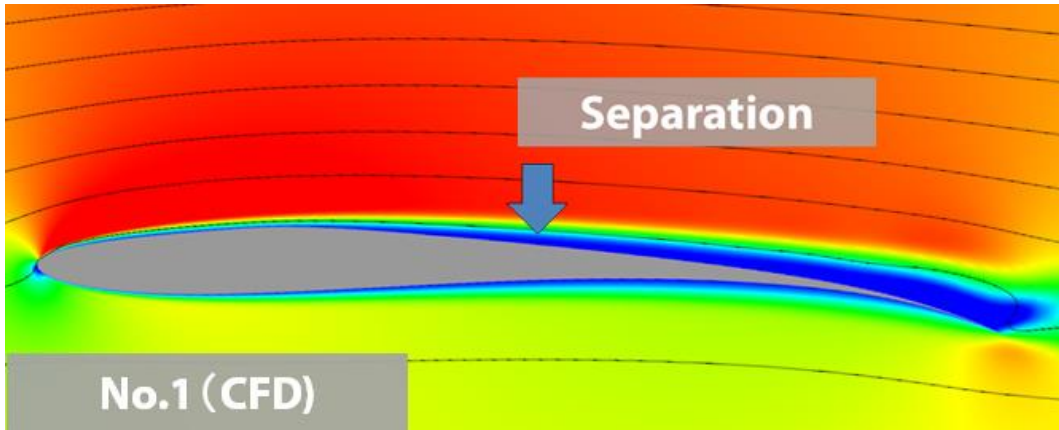
(a) Angle of Attack = 0°

Fig. 3.3.8 Flow Fields around No.1 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



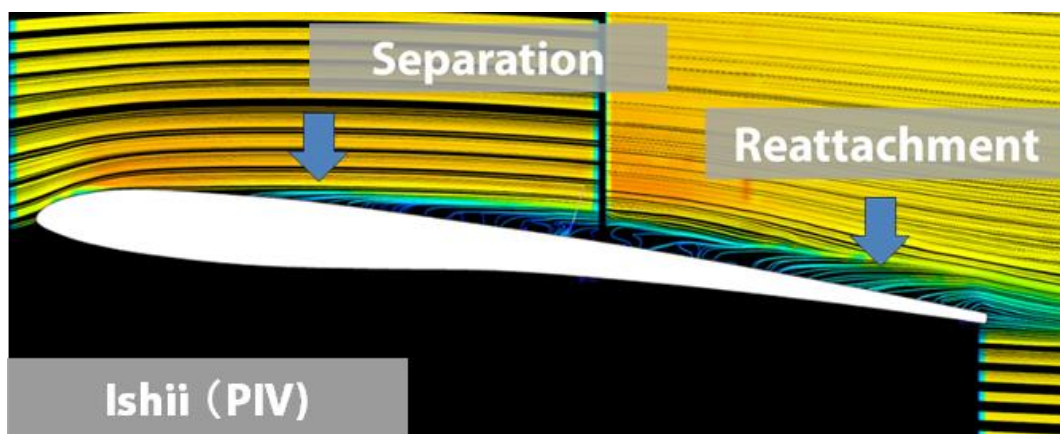
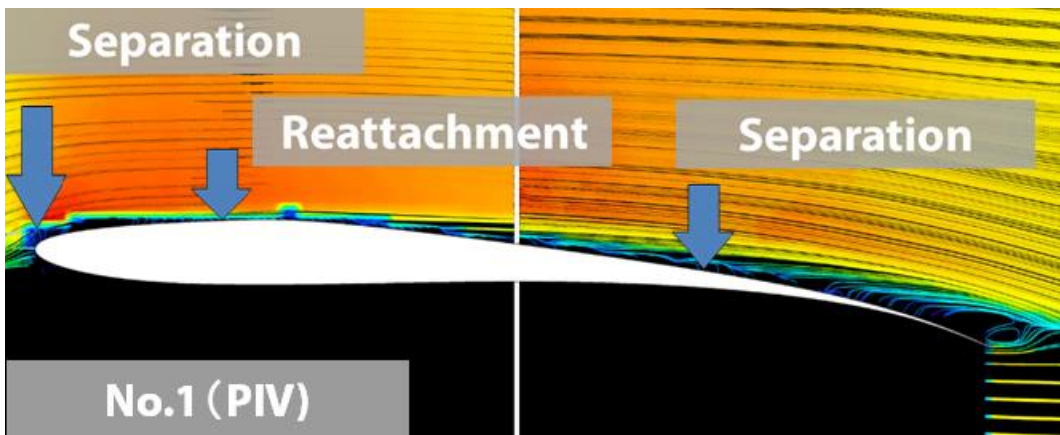
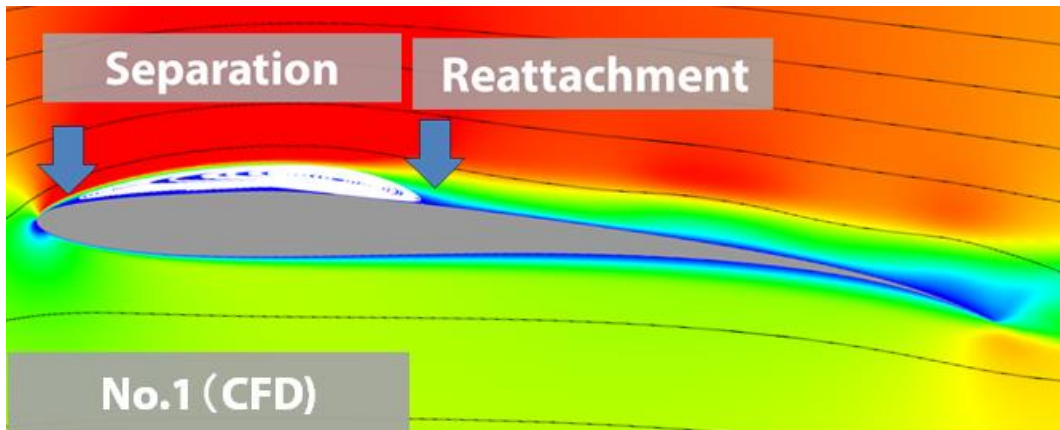
(b) Angle of Attack = 2°

Fig. 3.3.8 Flow Fields around No.1 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



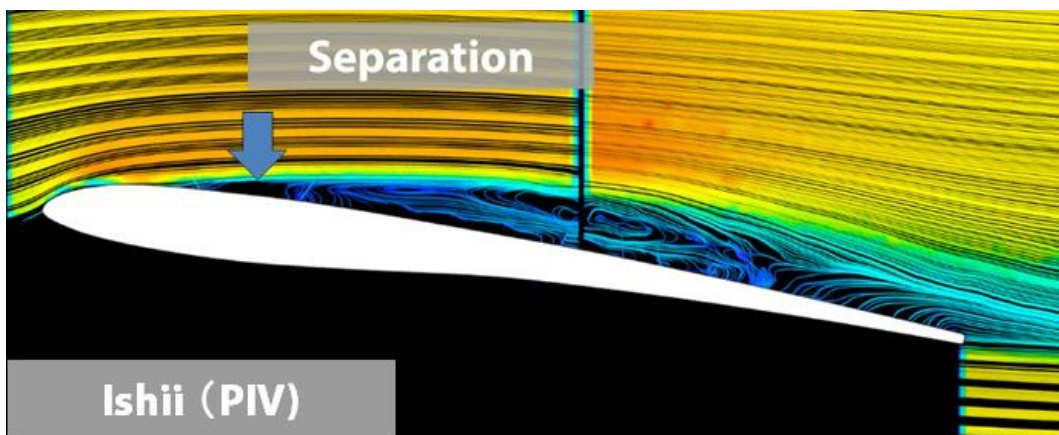
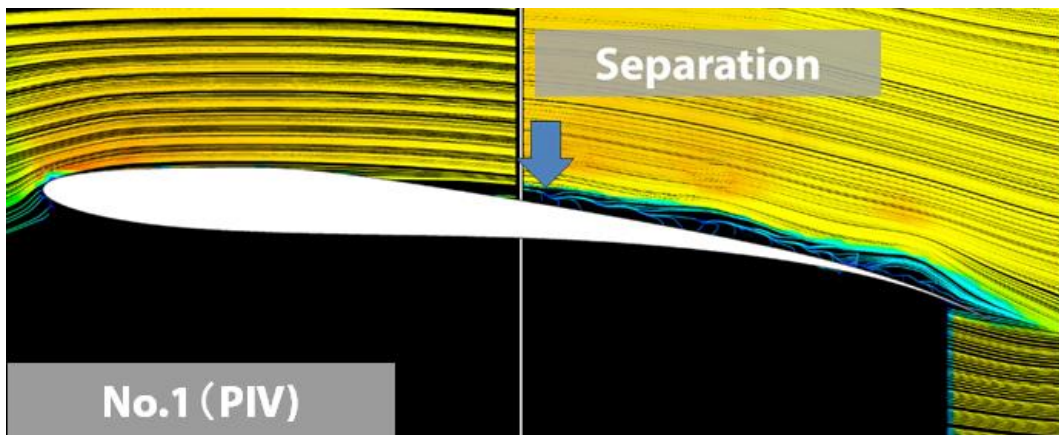
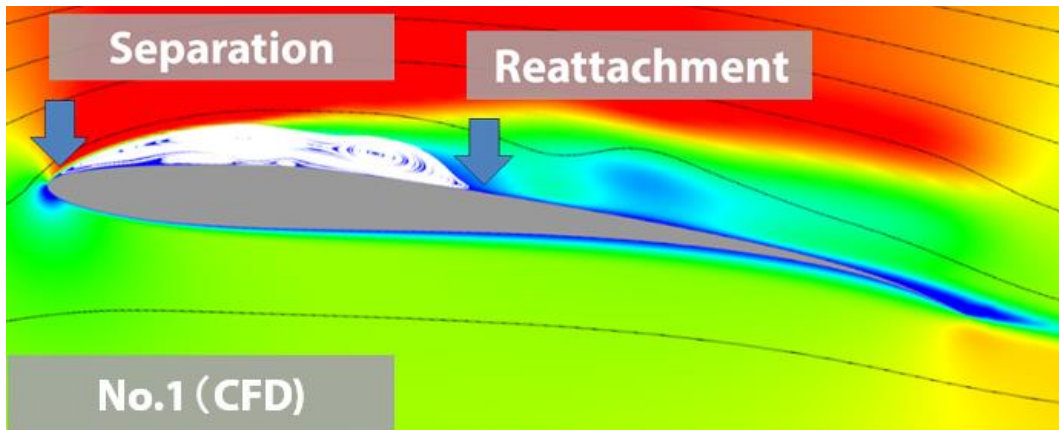
(c) Angle of Attack = 4°

Fig. 3.3.8 Flow Fields around No.1 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



(d) Angle of Attack = 6°

Fig. 3.3.8 Flow Fields around No.1 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



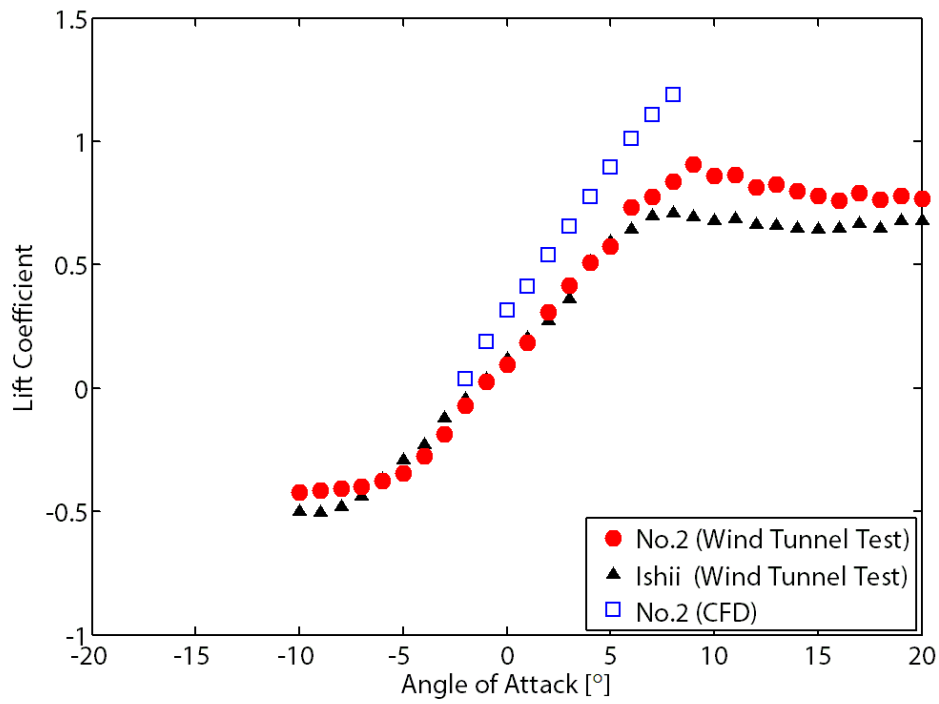
(e) Angle of Attack = 8°

Fig. 3.3.8 Flow Fields around No.1 Airfoil and Ishii Airfoil (to be concluded)

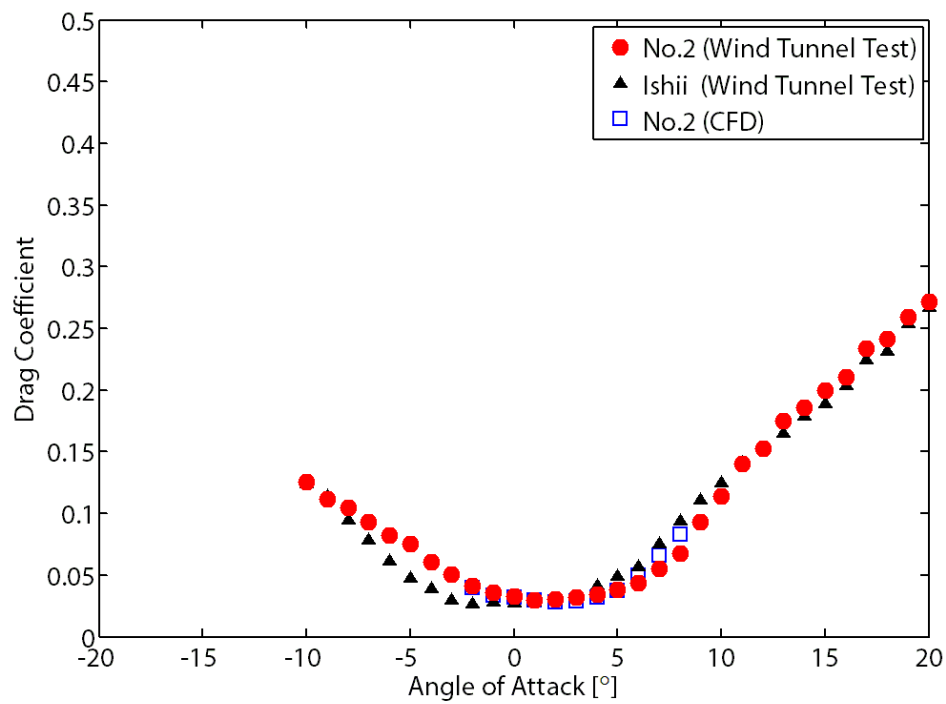
次に No.2 翼型である。揚抗特性を Fig. 3.3.9 に示し、流れ場の様子を Fig. 3.3.10 に示す。Fig. 3.3.10 の流れ場の表示順序は Fig. 3.3.8 と同様である。

まず Fig. 3.3.9 (a) を見ると、No.1 翼型と同様に数値計算値と風洞試験値の揚力係数に大きな差異があることがわかる。その差異は迎角 8° で約 0.38 と最も大きくなる。Fig. 3.3.10 の流れ場を見ると、迎角 0° から 4° 付近までは流れ場に大きな違いはなく、後縁剥離流れである (Fig. 3.3.10 (a), (b), (c))。そのため、この領域における揚力係数の差異には、No.1 翼型と同様に翼下面で獲得できる正圧の違いが影響していると考えられる。流れ場の違いが見られるのは、迎角 6° 付近からである。数値解析では迎角 6° から前縁から翼弦長中央にかけて剥離泡の存在が確認できる。その規模は、迎角増加とともに拡大していく。それに対し PIV 計測では、迎角 8° になって初めて翼弦長 30%位置から 70%位置にかけて剥離泡が確認できるが、その規模は数値計算に比べ小さい。石井翼型と No.2 翼型の風洞試験値を比較すると、No.2 翼型の最大揚力係数は石井翼型より約 31%上昇している。さらに石井翼型の失速迎角が 8° であることに対して、No.2 翼型では迎角 10° と失速迎角が大きくなっている。流れ場を見てみると、石井翼型の迎角 6° 付近で形成される剥離泡が、 8° 付近から崩壊し前縁剥離流れになることで、この翼型は失速を迎える。それに対して No.2 翼型においては、先ほども述べた通り迎角 8° で翼上面中央位置に剥離泡が形成され、失速の原因となる前縁剥離流れではない。この現象が要因となって、失速を遅らせていると考えられる。

次に抗力係数については、数値解析結果において翼上面に剥離泡が形成される迎角 4° まで数値解析結果と風洞試験値にほとんど差異が見られない。石井翼型と No.2 翼型の風洞試験値を比較すると、No.2 翼型の抗力係数が迎角 4° から石井翼型を下回る。この現象は No.1 でも確認されている。この要因には No.1, No.2 ともに石井翼型に比べ、翼上面が緩やかな曲線を帯びているため、流れの剥離を抑制していることが考えられる。この抗力係数が下回る迎角範囲で、石井翼型に比べ No.2 翼型の揚抗比が優位に立つ。その最大値は約 16.5 と石井翼型に比べ約 33%向上している。

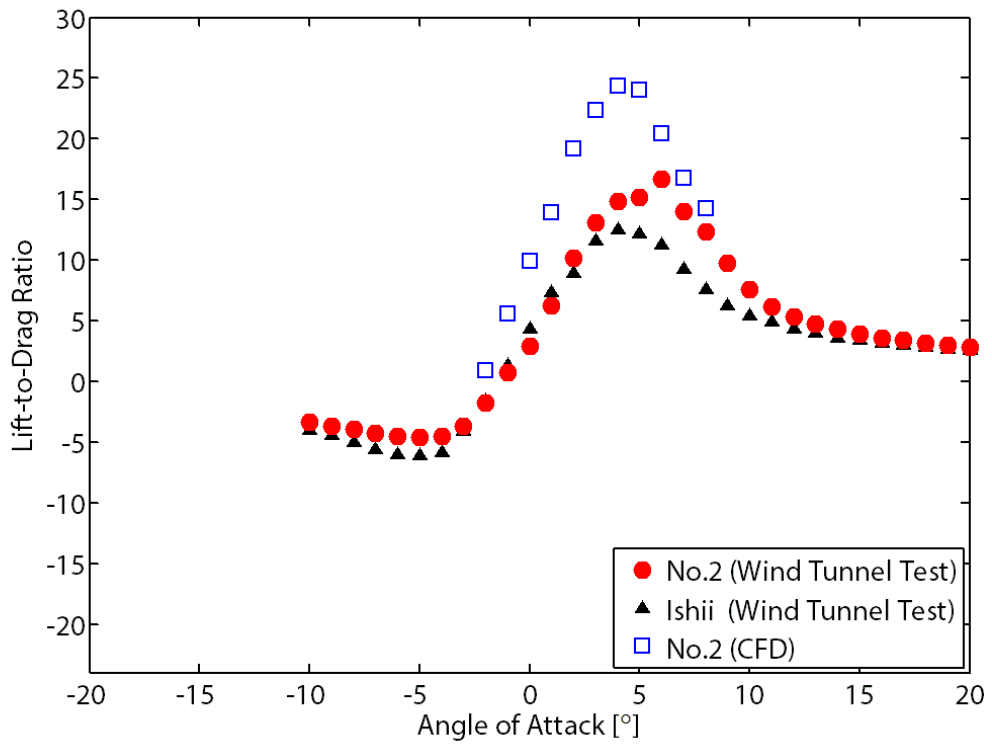


(a) Lift Coefficient



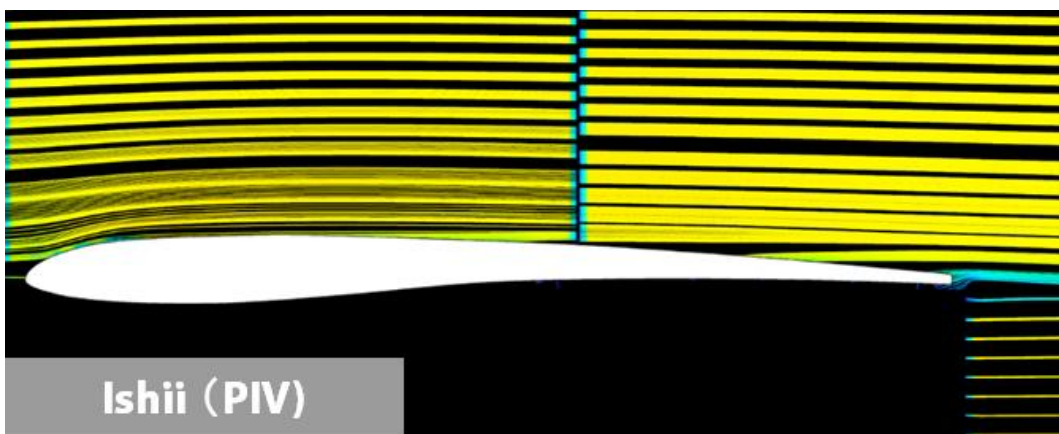
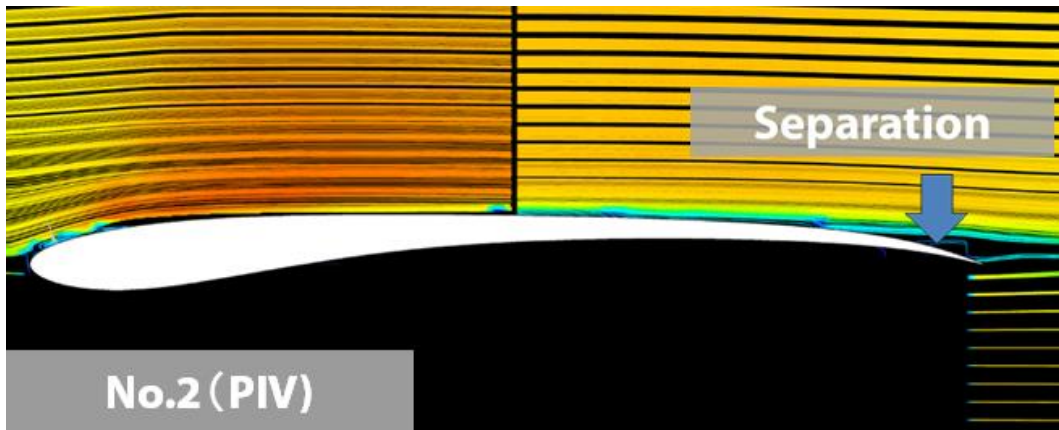
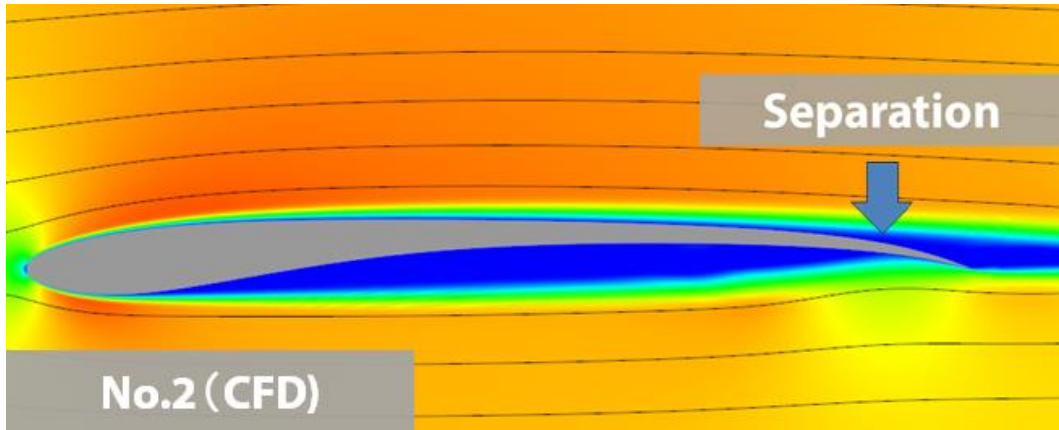
(b) Drag Coefficient

Fig. 3.3.9 Lift and Drag Characteristics of No.2 Airfoil (to be continued)



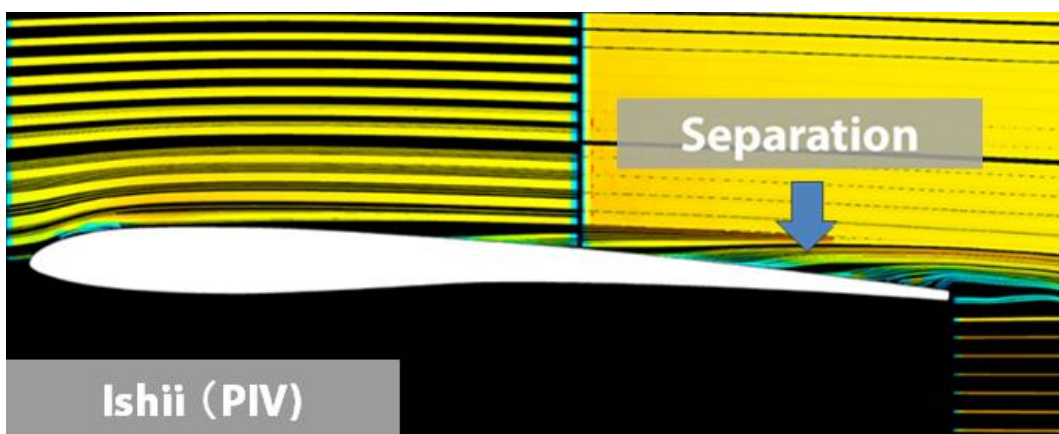
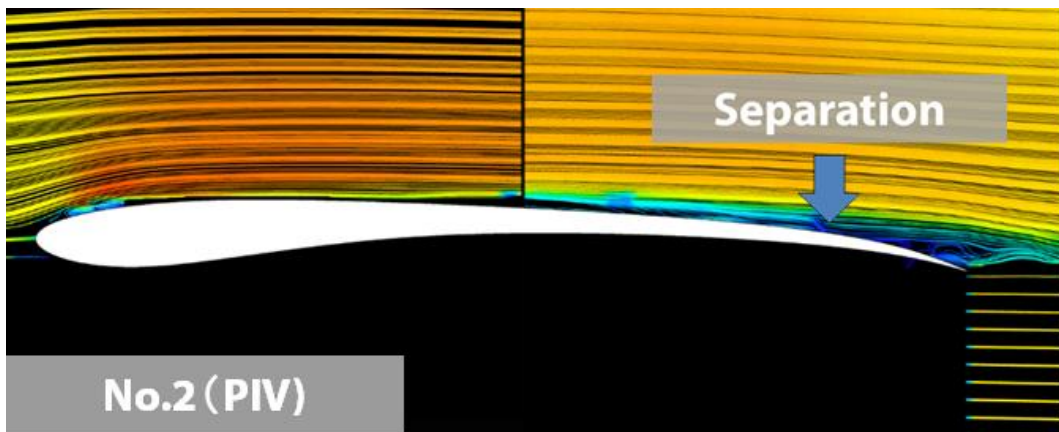
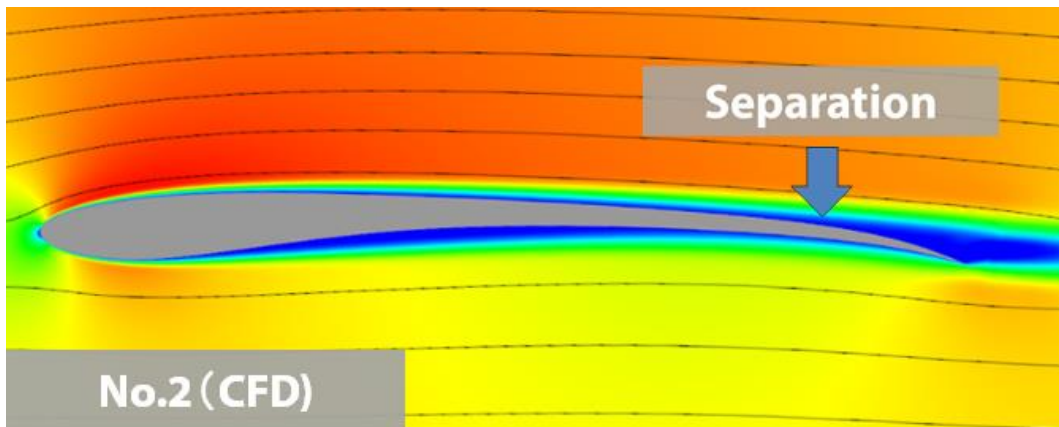
(c) Lift-to-drag Ratio

Fig. 3.3.9 Lift and Drag Characteristics of No.2 Airfoil (to be concluded)



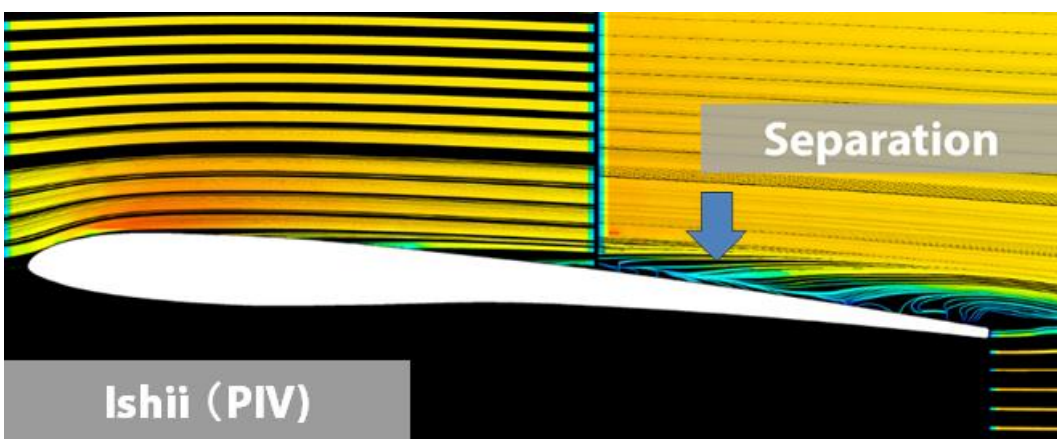
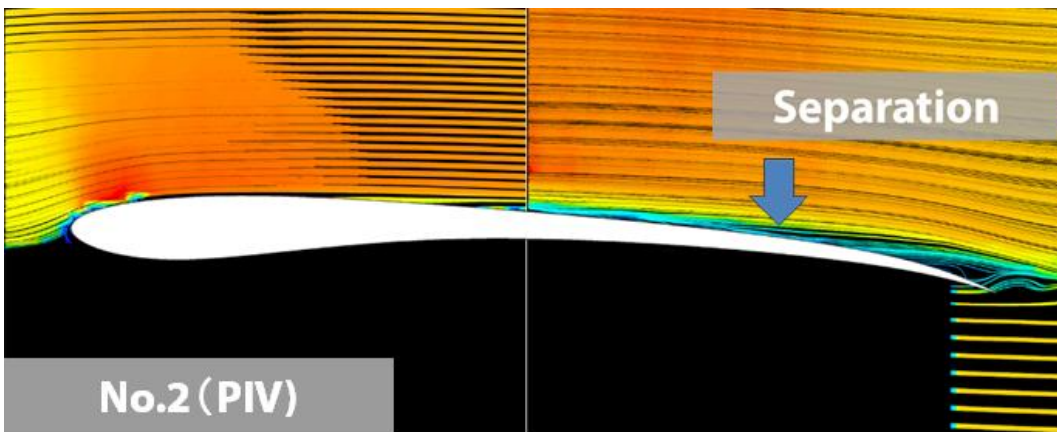
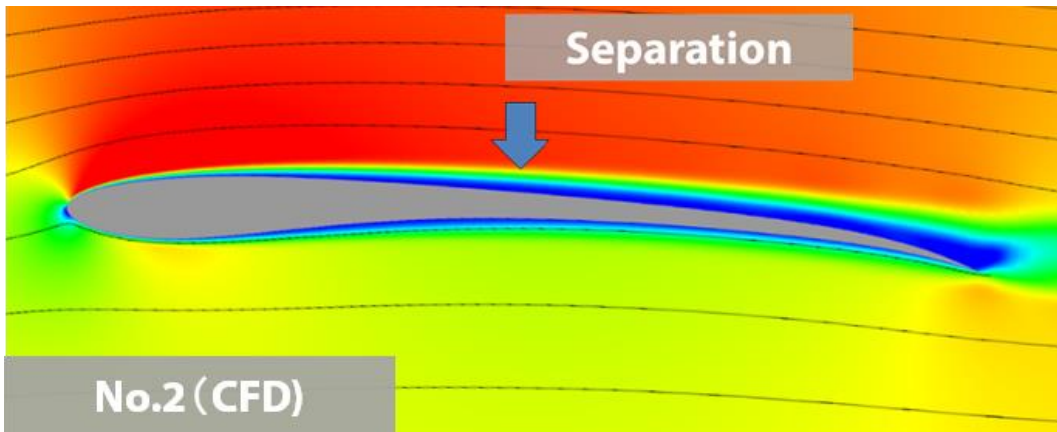
(a) Angle of Attack = 0°

Fig. 3.3.10 Flow Fields around No.2 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



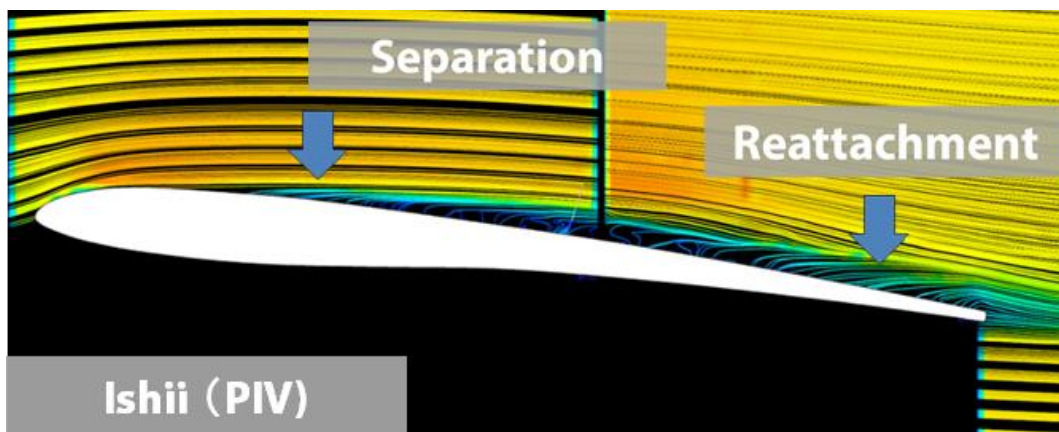
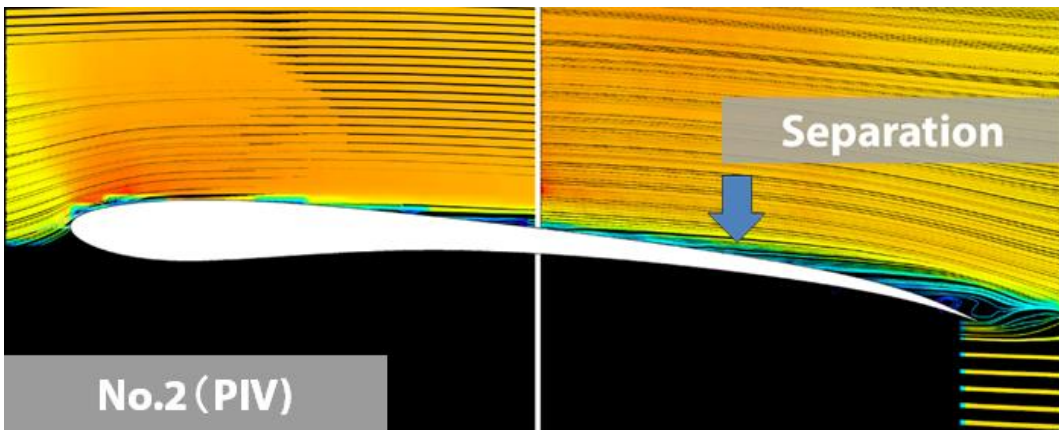
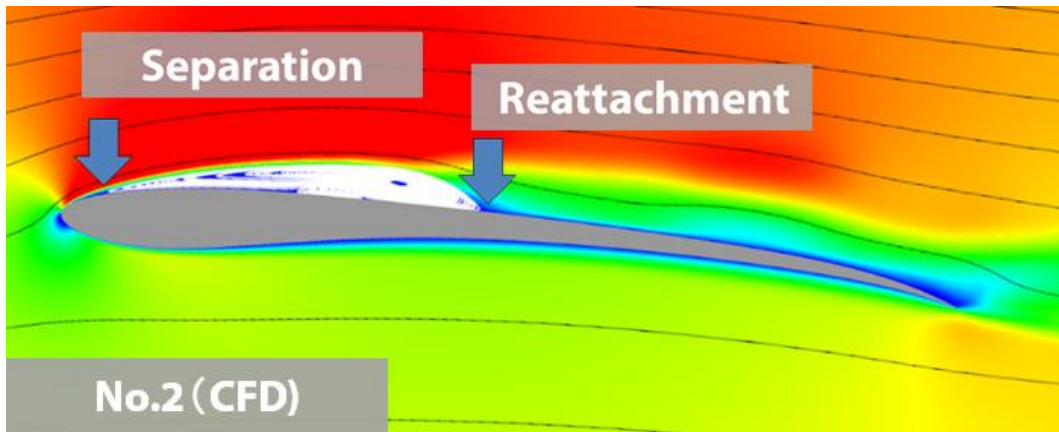
(b) Angle of Attack = 2°

Fig. 3.3.10 Flow Fields around No.2 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



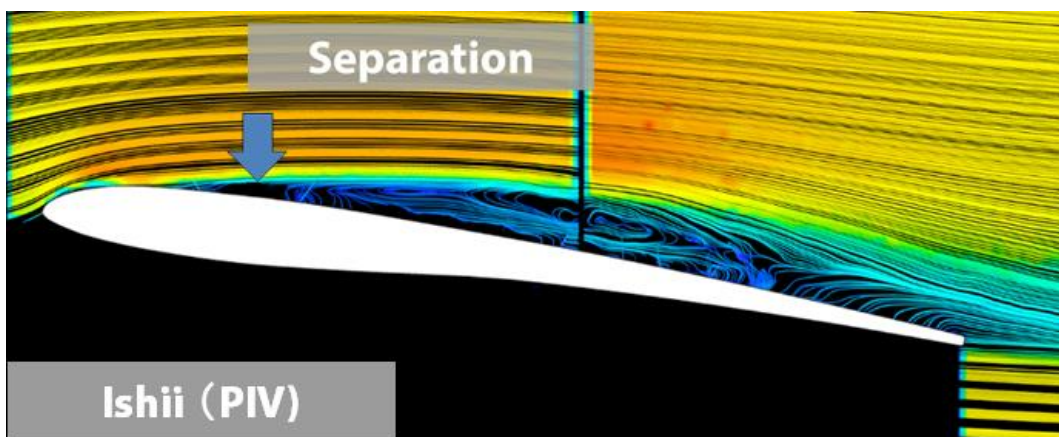
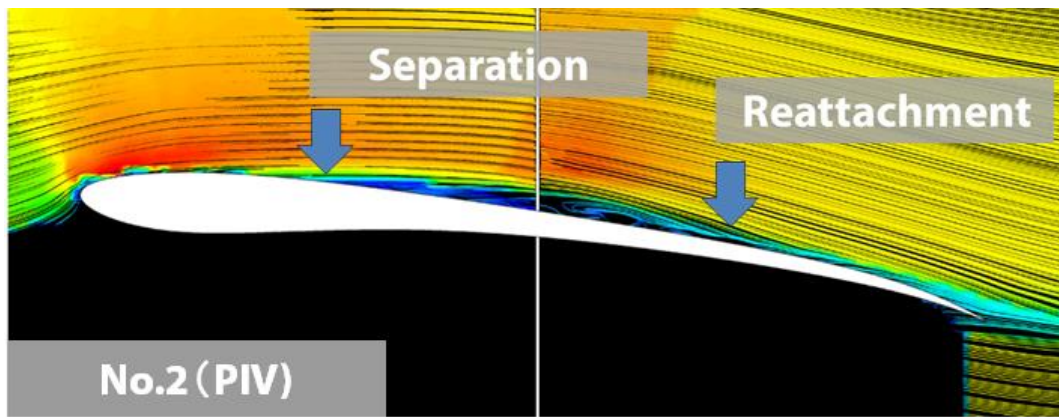
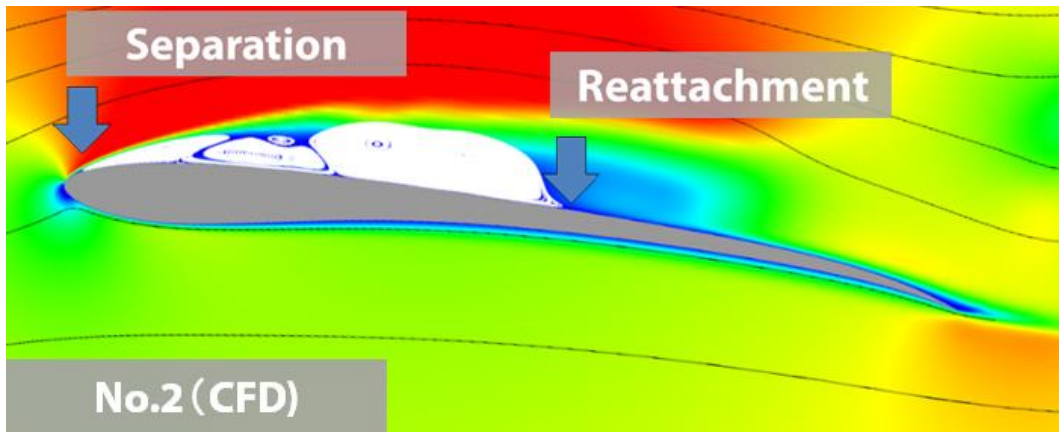
(c) Angle of Attack = 4°

Fig. 3.3.10 Flow Fields around No.2 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



(d) Angle of Attack = 6°

Fig. 3.3.10 Flow Fields around No.2 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



(e) Angle of Attack = 8°

Fig. 3.3.10 Flow Fields around No.2 Airfoil and Ishii Airfoil (to be concluded)

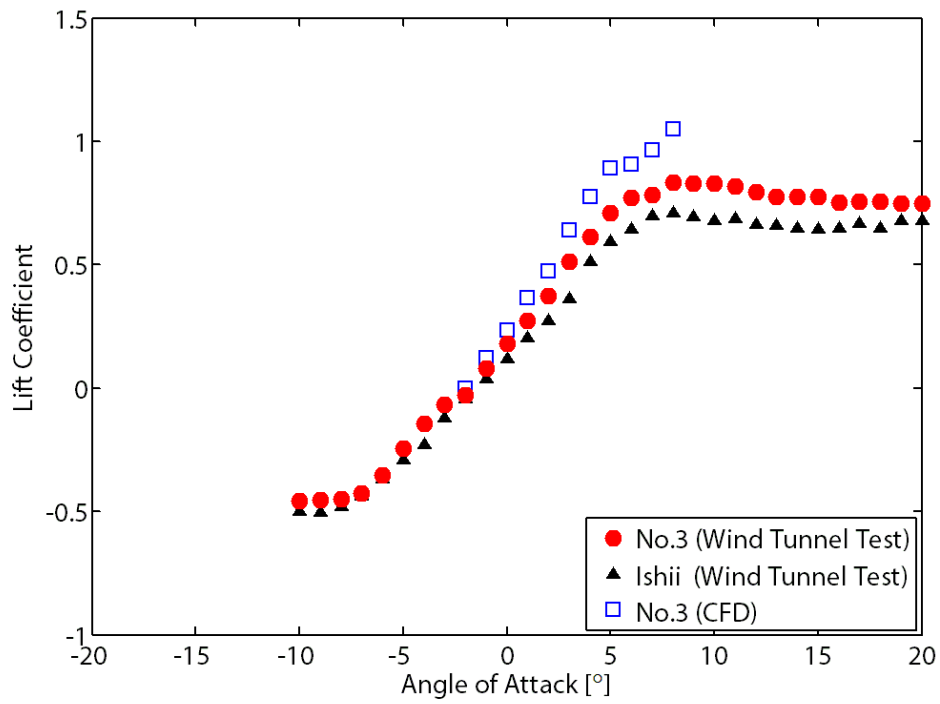
最後に No.3 翼型である。揚抗特性を Fig. 3.3.11 に示し、流れ場の様子を Fig. 3.3.12 に示す。Fig. 3.3.12 の流れ場の表示順序は Fig. 3.3.8 と同様である。

まず Fig. 3.3.11 (a) を見ると、No.1, No.2 翼型同様に数値計算値と風洞試験値の揚力係数に差異があるものの、それほど大きくない。その差異は迎角 8° で約 0.19 と最も大きくなる。Fig. 3.3.12 (a) の流れ場を見ると、No.3 翼型の数値解析では迎角 0° から最大翼厚位置直後の翼上面に剥離泡が生成される。その規模は迎角増加に伴い大きくなっていく。その一方 PIV 計測では、剥離泡は迎角 4° まで形成されない (Fig. 3.3.12 (a), (b), (c))。迎角 $4^\circ \sim 8^\circ$ では剥離泡が形成されるが、数値解析の剥離泡の規模より小さい。これらの違いが揚力係数の差異に影響していると考えられる。また石井翼型と No.3 翼型の風洞試験値を比較すると、No.3 翼型の最大揚力係数は石井翼型より約 18% 上昇している。最大揚力係数の上昇率は No.1, No.2 翼型に比べ小さいものの、No.3 翼型は迎角 0° から 7° における揚力係数が石井翼型と比べて高い値である (Fig. 3.3.11 (a))。

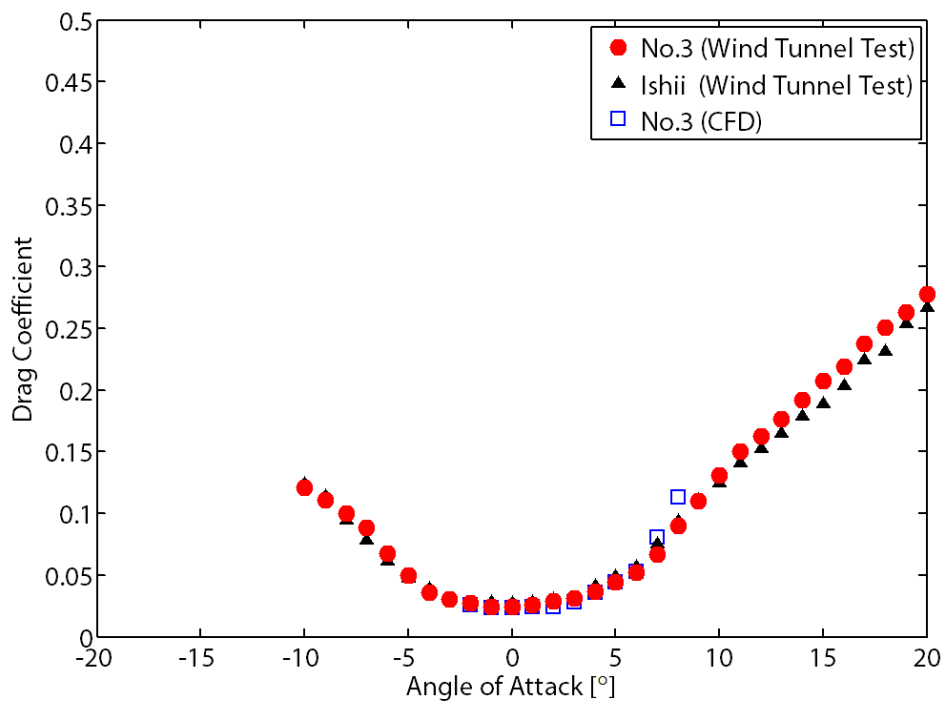
また Fig. 3.3.9 (a) から、石井翼型の失速迎角が 8° 、No.3 翼型の失速迎角は 9° であることがわかる。このことから No.3 翼型の失速性能は、No.1, No.2 翼型に比べ向上が見られない。そこで流れ場を観察してみると、Fig. 3.3.12 (e) では PIV 計測による No.3 翼型の流れ場は剥離泡を伴う流れ場となっているが、剥離泡内の渦が大きいことがわかる。その渦の挙動が刻一刻と変化し、後縁付近における再付着点が不安定になっているものと考えられる。そのため 8° を超えると、No.3 翼型上面の流れ場は前縁剥離流れに変化すると推測できる。

次に抗力係数について考察する。Fig. 3.3.11 (b) から、No.3 翼型の数値解析と風洞試験値が迎角 $7^\circ, 8^\circ$ 以外ではよく一致していることがわかる。また石井翼型の風洞試験値にもほぼ同等であることがわかる。しかしながら、No.3 翼型の揚力係数が迎角 0° から 7° にかけて石井翼型より高いため、この迎角範囲で No.3 翼型の揚抗比は石井翼型に比べて高い。特に、最大揚抗比は約 16.8 であり、石井翼型に比べ約 35% 向上している。

これまで述べてきた通り、全ての翼型において石井翼型に比べ高性能であることが確認できた。また各翼型の空力性能について、最大揚力係数では 18% 以上、最大揚抗比では 33% 以上の向上が確認され、当初の設計要求を満たしていることが分かった。さらに設計段階では明らかでなかった失速迎角は、石井翼型に比べ増加することがわかった。

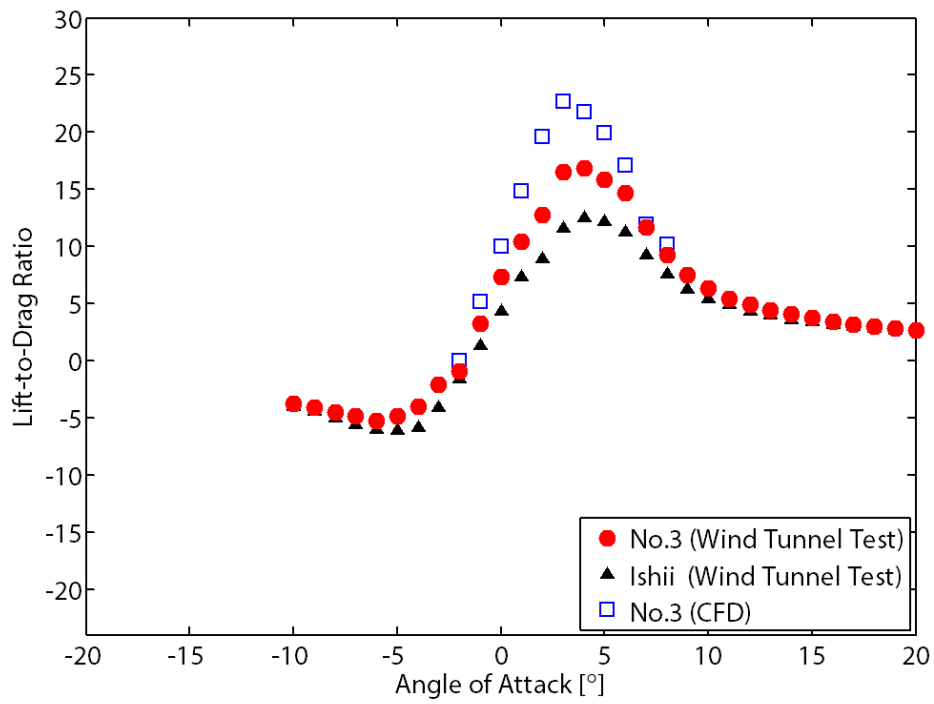


(a) Lift Coefficient



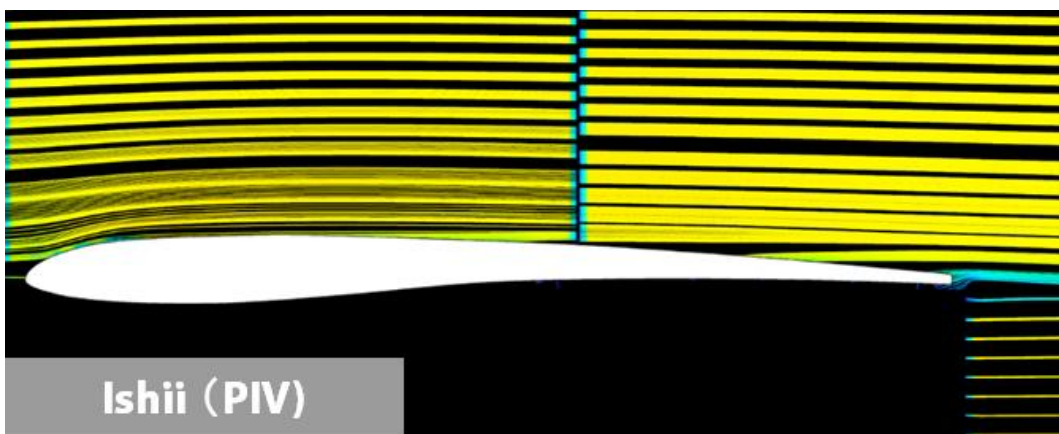
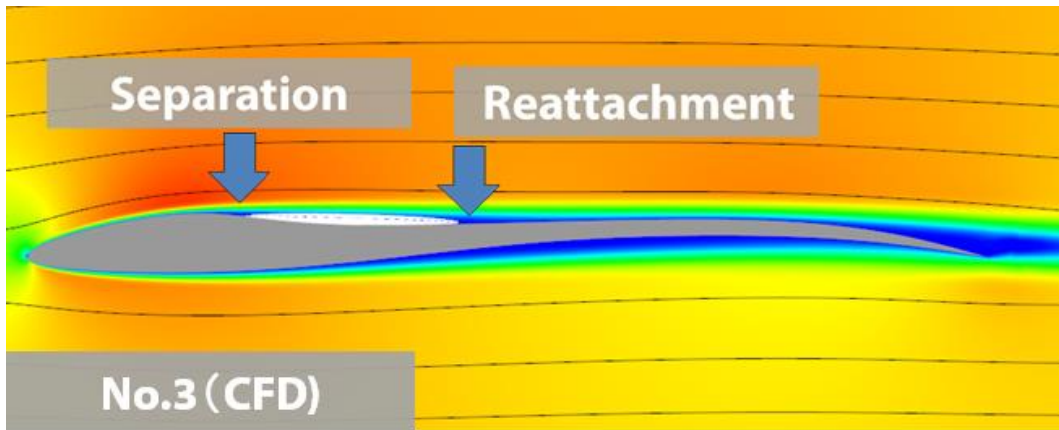
(b) Drag Coefficient

Fig. 3.3.11 Lift and Drag Characteristics of No.3 Airfoil (to be continued)



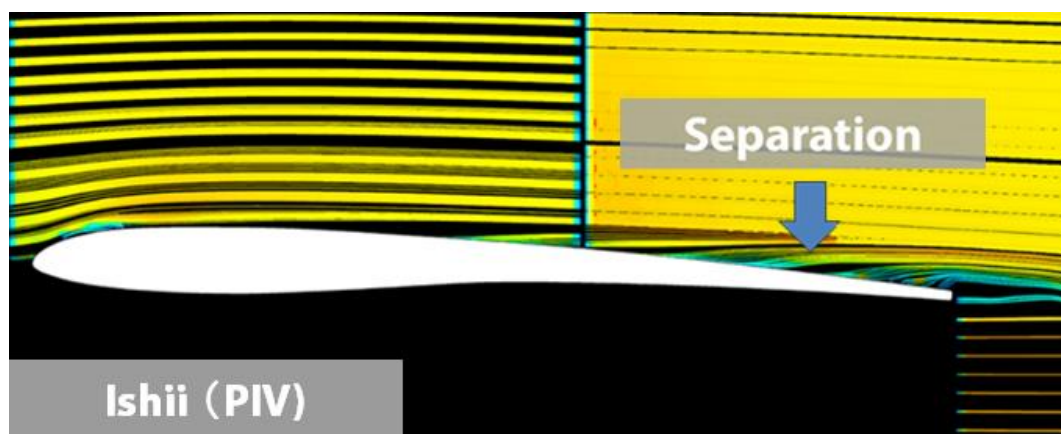
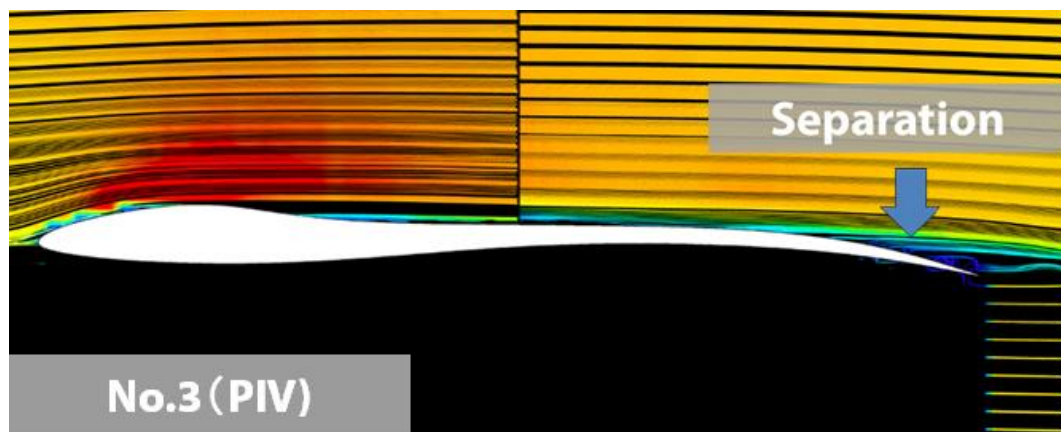
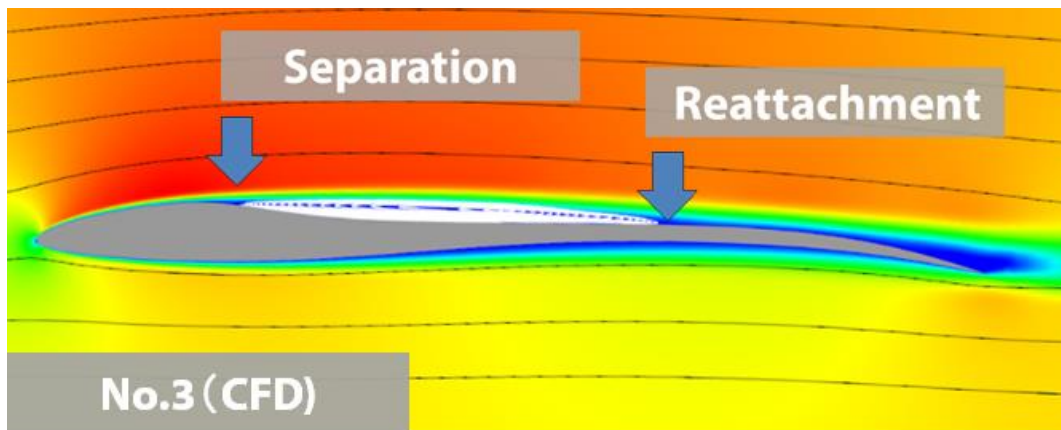
(c) Lift-to-drag Ratio

Fig. 3.3.11 Lift and Drag Characteristics of No.3 Airfoil (to be concluded)



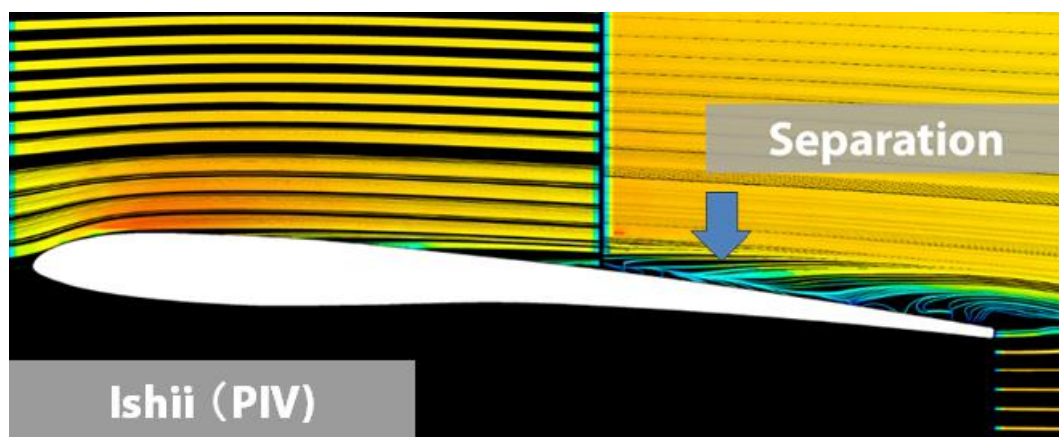
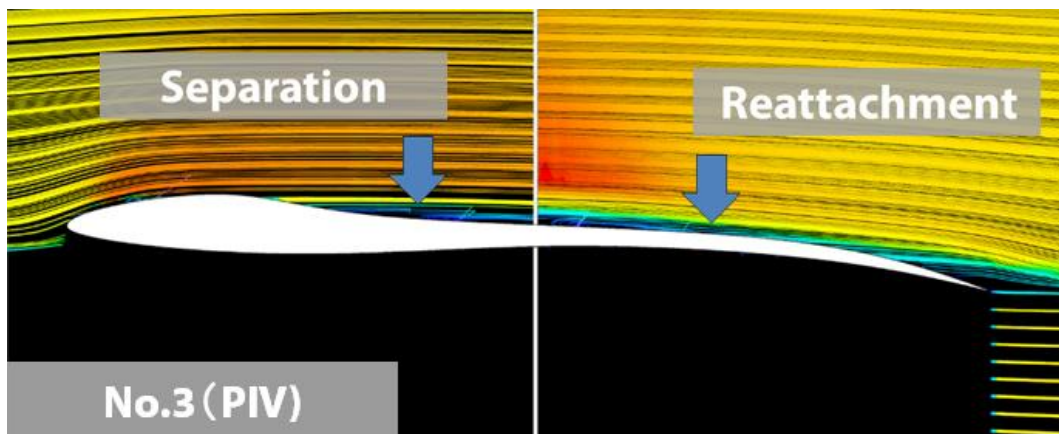
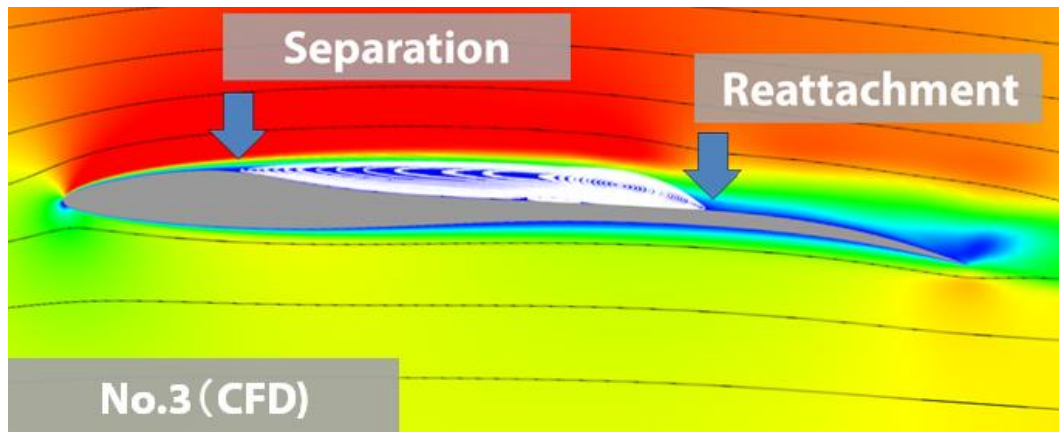
(a) Angle of Attack = 0°

Fig. 3.3.12 Flow Fields around No.3 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



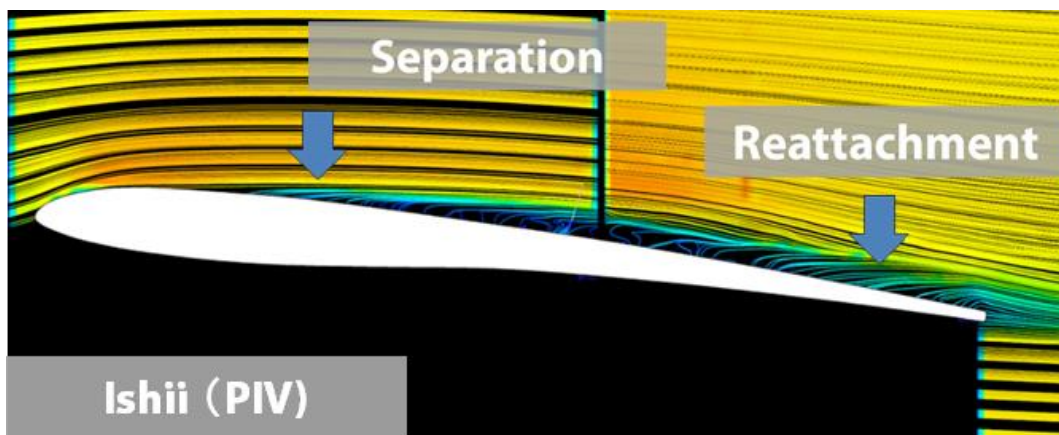
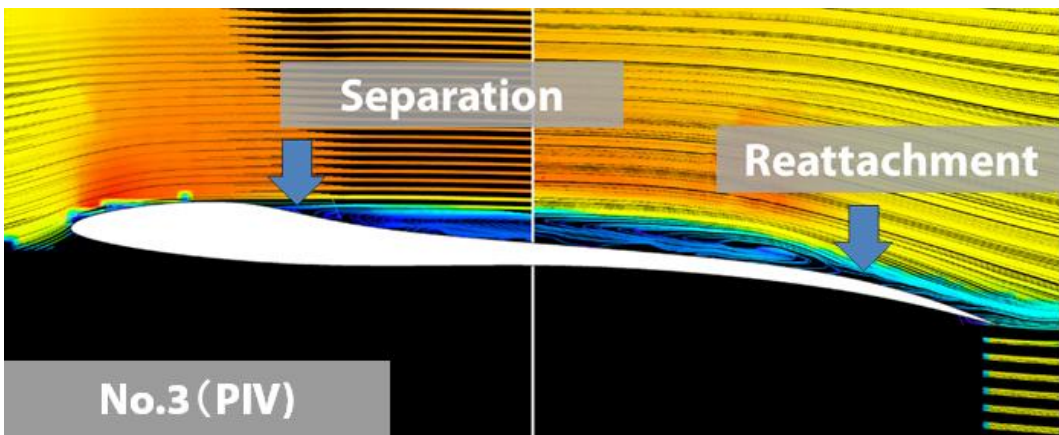
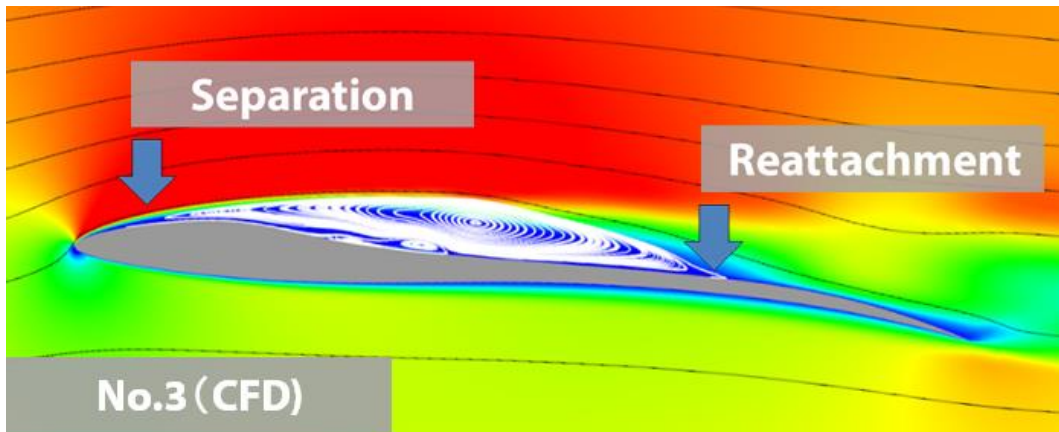
(b) Angle of Attack = 2°

Fig. 3.3.12 Flow Fields around No.3 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



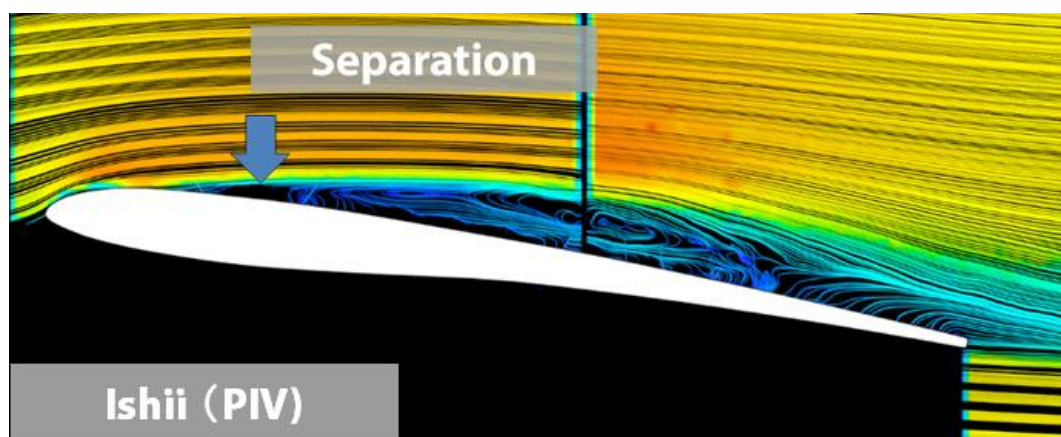
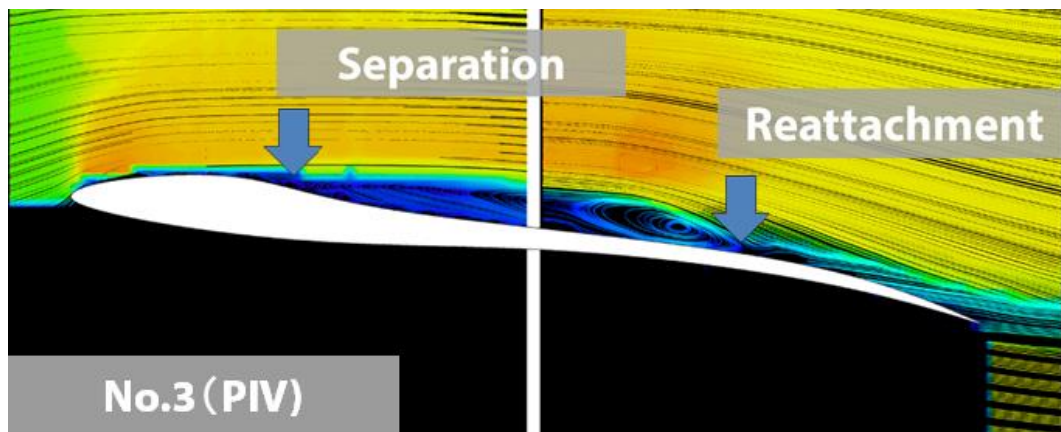
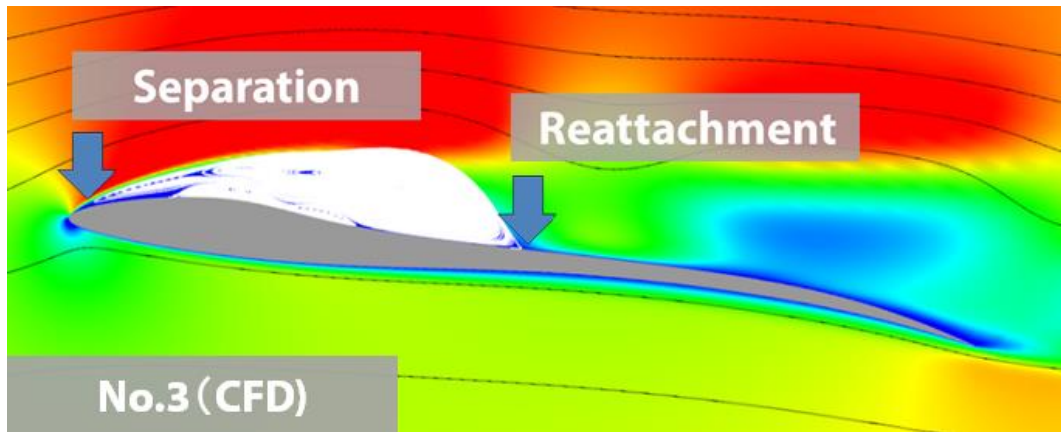
(c) Angle of Attack = 4°

Fig. 3.3.12 Flow Fields around No.3 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



(d) Angle of Attack = 6°

Fig. 3.3.12 Flow Fields around No.3 Airfoil and Ishii Airfoil (to be continued)



(e) Angle of Attack = 8°

Fig. 3.3.12 Flow Fields around No.3 Airfoil and Ishii Airfoil (to be concluded)

第4章 低レイノルズ数翼型のデータマイニング

4.1 はじめに

本章では, 第2章で得られた最適化結果に対して階層的クラスタリングによるデータマイニングを行い, 獲得した知見を述べる. また, 階層的クラスタリングによるデータマイニング手法としての有効性について, 従来手法と比較しながら述べていく.

4.2 クラスタリング手法

クラスタリング (クラスタ分析) とは, 多数の個体を何らかの尺度に基づいて定義された非類似度 (もしくは類似度) によって, 似たものの集まり (クラスタ) に分割し特徴を抽出する手法である^{[65][66]}. クラスタリングは内在する類似データを纏めることができるため, 適切な手法を用いることでクラスタを代表する幾つかのデータを分析することで現象理解が可能になるなどの利点がある. そのため, 膨大な量のデータを分析する際に用いられることが多い. その手法は 20 世紀後半から盛んに研究されるようになり, 医学, 考古学や工学など様々な分野で活用されている^{[67][68]}. クラスタリング手法は対象データの性質や分析目的によって様々なものが存在する. クラスタリング手法を分類すると Fig. 4.2.1 のようになり, 図中に記載している単語の意味を次に説明する.

① 排他的／非排他的

排他的 (Exclusivism) あるいは非排他的 (Non-exclusivism) とは, クラスタというものをごどう考えるかについての, 二つの異なる視点である. 排他的クラスタの視点では, 個々の個体は, ただ一つのクラスタに属するものとする. これに対して, 個体が複数のクラスタに属することを許容するのが, 非排他的クラスタの視点である.

② 外的基準なし／外的基準あり

外的基準 (External Criterion) とは, 観測によって得られた情報とは別に, 外部から与えられる情報であり, 具体的には, クラスタリング対象データの各個体が属するべきクラスタに関する情報である. 外的基準が与えられる場合の手法として, 判別分析, 最近傍識別やニューラルネットワークなどが挙げられる. また外的基準が与えられない場合, 各個体が持つ特徴または変数だけを用いて算出された, 個体同士の非類似度などに基づくクラスタリングのことを言い, データクラスタリングとも言われる.

③ 階層的／非階層的

階層的クラスタリング^{[69][70][71]} (Hierarchical Clustering) とは、一つのクラスタをいくつかの部分クラスタに分割、あるいはその逆を行うことで、個々のクラスタ類似性に関する階層的な構造を求める手法である。これに対して、非階層的クラスタリング (Non-hierarchical Clustering) では、階層的な構造を持たず、あらかじめいくつかのクラスタに分けるかを決め、決めた数の塊 (排他的部分集合) に個体を分割する方法である。

④ 凝集的／分割的

階層的クラスタリング手法において、凝集的手法 (Agglomerative) とはデータ内の各個体をそれぞれ個別のクラスタとみなすことから始め、最終的に対象データ全体が一つのクラスタとなるようにクラスタリングが進んで行く。これに対して分割的手法 (Divisive) とは、対象データの全サンプルを一つのクラスタとみなすことから始め、そこから徐々にクラスタの細分化を行っていく。

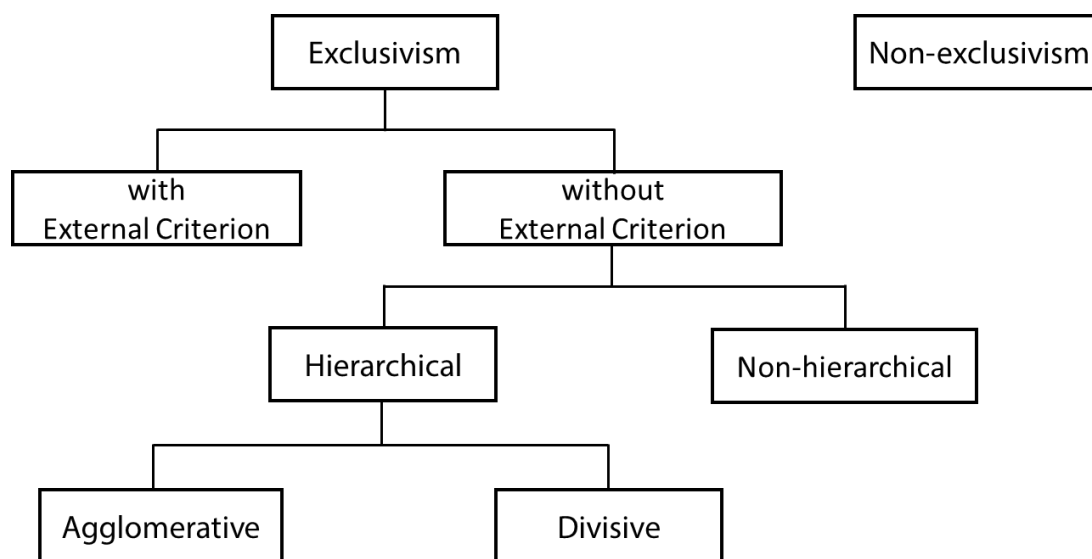


Fig. 4.2.1 Type of Clustering

まだ類似性の指標には、各個体間で各々が持つ変数、もしくは特徴から算出される距離を用いる。その距離の定義は幾つか存在するが、一般的にユークリッド距離が用いられることが多い。ユークリッド距離とは、ユークリッド空間内で最も基本的な距離定義であり次式で表される。

$$l_{ij} = \left\{ \sum_{k=1}^{n_f} \left(x_{ik}^A - x_{jk}^B \right)^2 \right\}^{1/2} \quad (4.2.1)$$

ただし、 l_{ij} は個体 i と j のユークリッド距離、 x_{ik}^A はクラスタ A の個体 i の k 次元目の特徴量、 x_{jk}^B はクラスタ B の個体 j の k 次元目の特徴量を意味する。また、 n_f は特徴量の次元である。次節から、従来の代表的なクラスタリング手法について、その目的や特徴などを述べる。

4.2.1 非階層的クラスタリング

ここでは、非階層的クラスタリングの具体例として k -means 法^[72]を説明する。 k -means 法は、McQueen によって提案された非階層的クラスタリングの一つである。この名称は、「クラスタの平均 (means) を用い、あらかじめ決められたクラスタ数“ k ”個に分類する」ことに由来している。いま、クラスタリング対象となるデータの集合を X とし、個々のデータを x とすると、 k -means 法は以下の様な手順をとって分類を行う (Fig. 4.2.2)。

- Step 1 X クラスタの核となる k 個の初期重心点 (x_1, x_2, \dots, x_k) を選択もしくは生成する。具体的な方法としては、対象データの中から k 個をランダムサンプリングする方法などがある。
- Step 2 すべての個体と、選択、生成された k 個の初期重心点との距離を求める。この時、距離の概念にはユークリッド距離が一般的に用いられる。
- Step 3 Step 2 で計算された距離にもとづいて、 k 個のクラスタに分割する。
- Step 4 形成された各クラスタにおいて、クラスタの重心となる個体を選択もしくは生成する。その重心点を、各クラスタの新たな代表点とする。
- Step 5 重心点の移動量があらかじめ定められた値以下ならば、クラスタリングを終了する。そうでない場合は、STEP2 に戻る。

k -means 法は、簡潔な手法であるが故に実際の応用において問題が生じる場合も多い。その一つにクラスタリング結果が初期状態に依存することが指摘されている。初期重心点を繰り返し計算によって徐々に収束させるため、クラスタ分割の結果が初期重心点の位置に大きく影響される。そのため k -means 法では、 k の値を適切に設定できていたとしても、初期重心点の選び方によっては望ましいクラスタリング結果が得られない可能性がある。

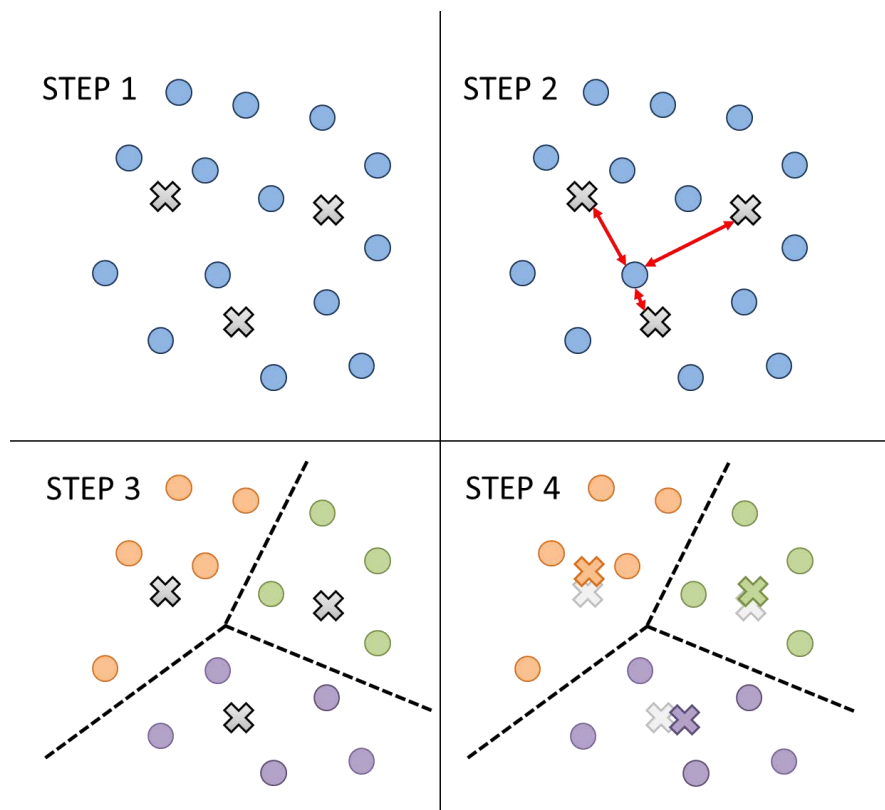
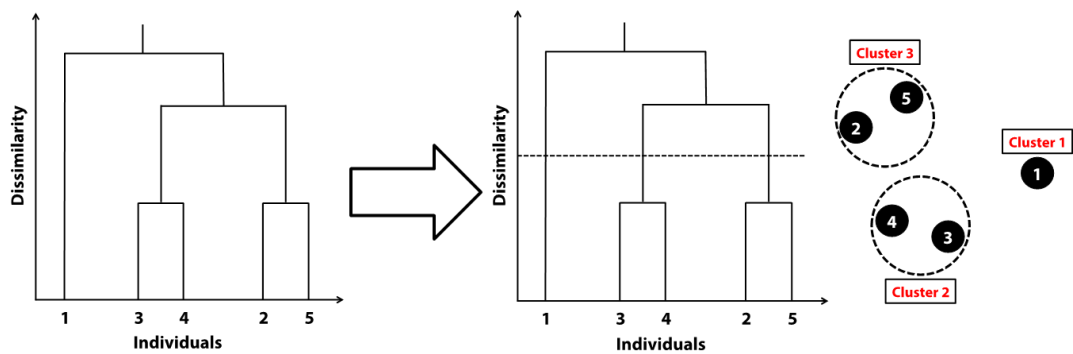


Fig. 4.2.2 Clustering Steps of k -means

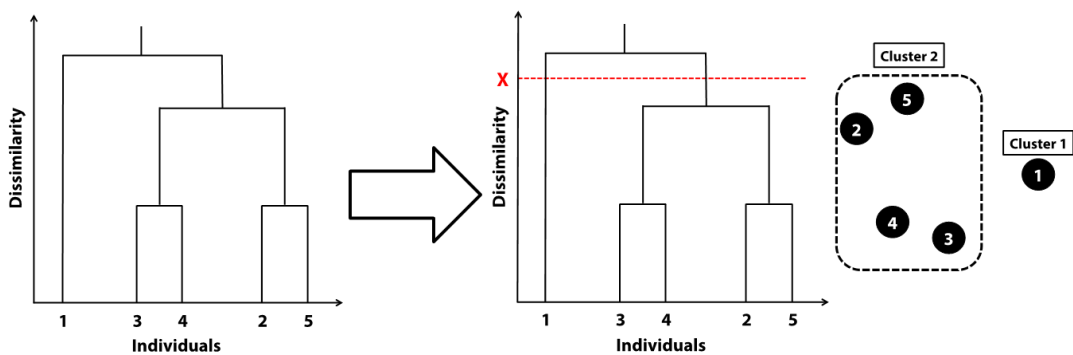
4.2.2 階層的クラスタリング

この節では、階層的クラスタリング^{[69][70][71]}について説明する。階層的クラスタリング手法には、凝集的手法と分割的手法に大別されるが一般的には凝集的手法を用いることが多い。いずれの手法も、あらかじめ定められたクラスタ間の非類似度（クラスタ間距離）尺度に基づいて、徐々にクラスタを併合あるいは分割していく手法である。このとき、凝集的手法は個々のデータをそれぞれ個別のクラスタとみなすことから出発するのに対して、分割的手法ではすべての対象データを一つのクラスタとみなすことから出発する。クラスタの併合あるいは分割は、クラスタ間の非類似度の増加あるいは減少に伴って段階的に行なわれるため、階層的クラスタリングにはデンドログラム（樹形図）が得られる（Fig. 4.2.3）。デンドログラムは横軸を個体、縦軸を結合時の非類似度とし、最小の非類似度である結合対象のクラスタ同士が隣になるように個体を移動させ、グラフを見やすくさせる。母集団を分割には、デンドログラムを用いて Fig. 4.2.3 に示すように、ある固定したクラスタ数に分割する方法と、ある固定した非類似度でクラスタに分割するという方法の二種類がある。



Case 1 : Number of cluster

(a) Division to Fixed Number of Cluster



Case 2 : Dissimilarity

(b) Division by Fixed Dissimilarity

Fig. 4.2.3 Dendrogram

また、デンドログラムを用いて任意のクラスタ数に、データを併合、分割することも可能である。階層的クラスタリングの手順は次の通りである (Fig. 4.2.4 を合わせて参照)。

- Step 1 個体数 N 個分のクラスタを用意する。この時、各クラスタには一つずつ個体が割り振られる。
- Step 2 クラスタ間の非類似度について、すべての組み合わせの非類似度を計算し、Table 4.2.1 のような非類似度の表 (非類似度行列と呼ばれる) を作成する。
- Step 3 この表の中から最小の非類似度となるクラスタの組み合わせ d_{ij} ($i \neq j$) を探し、その2つのクラスタを結合する (これに従いクラスタ数は $N-1$ となる)。
- Step 4 クラスタ数が 1 になるまで Step 2 および Step 3 を繰り返す。

Table 4.2.1 Dissimilarity Matrix

	Cluster Number i			
	—	$d_{12}(=d_{21})$	$d_{13}(=d_{31})$...
Cluster Number j	d_{21}	—	$d_{23}(=d_{32})$...
	d_{31}	d_{32}	—	...
	\vdots	\vdots	\vdots	—

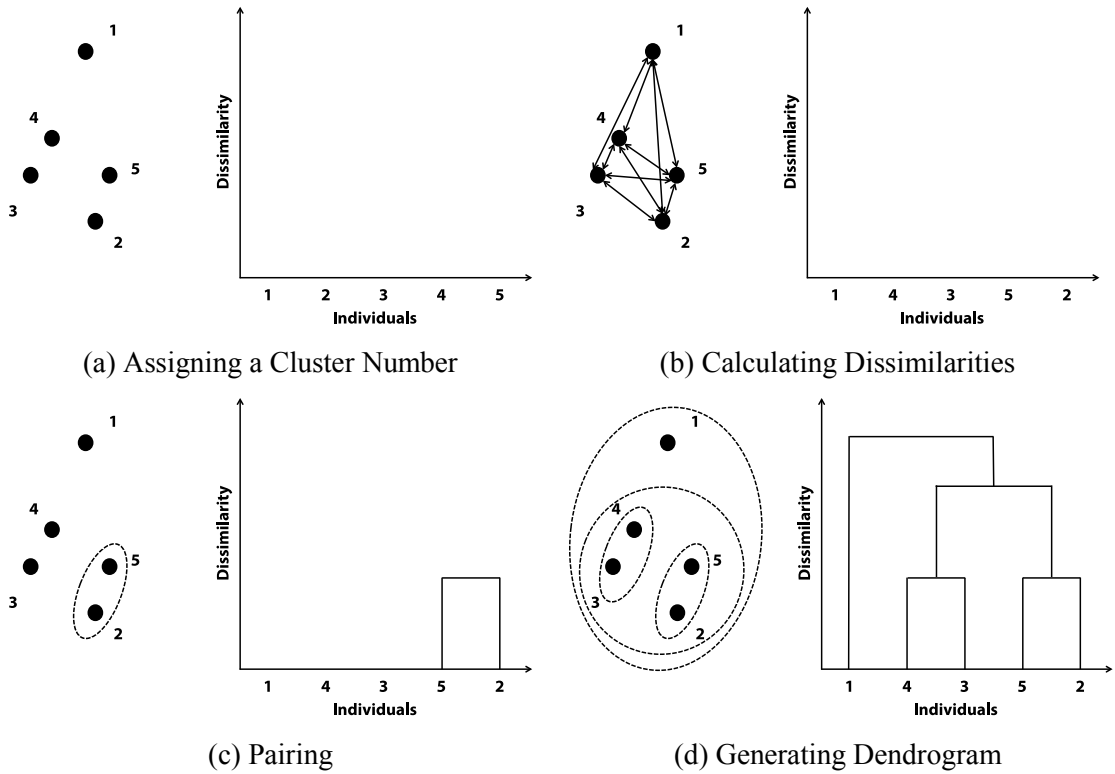


Fig. 4.2.4 Generating Clusters

Step 2 で求める非類似度の算出法には、最短距離法、最長距離法、群間平均法、重心法、Ward 法が存在する。以下に、これらの手法の非類似度の算出法について説明する。

① 最短距離法

最短距離法^[73]は、比較するクラスタ間で最も非類似度が小さい値をクラスタ間の非類似度とする方法である。この手法は、同一クラスタ内の要素の中に一つでも他のクラスタに接近している要素が存在しているだけで、その要素と比較しているクラスタの要素の距離がクラスタ間の距離となるため、適切な分類ができない場合がある。次式(4.2.2)における l_{ij} は、二つのクラスタから各々選択された個体間の距離である。

$$d_{AB} = \min(l_{ij}), \left(i=1, 2, N_A \right), \left(j=1, 2, N_B \right) \quad (4.2.2)$$

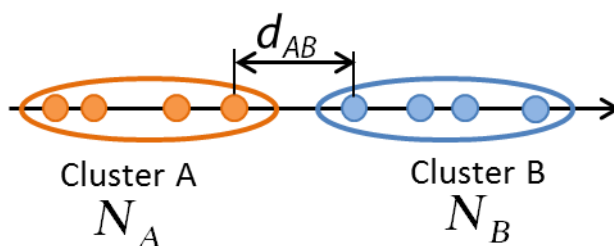


Fig. 4.2.5 Nearest Method

② 最長距離法

最長距離法^[74]は、比較するクラスタ間で最も非類似度の低い要素同士の非類似度をそのクラスタ間の非類似度とする方法である (Fig. 4.2.6)。この手法も最短距離法と同様に、同一クラスタ内に外れた要素を持つと、適切な分類ができない場合がある。最短距離法と同じく、次式(4.2.3)の l_{ij} は、2つのクラスタから各々選択された個体間の距離である。

$$d_{AB} = \max(l_{ij}), \left(i=1, 2, N_A \right), \left(j=1, 2, N_B \right) \quad (4.2.3)$$

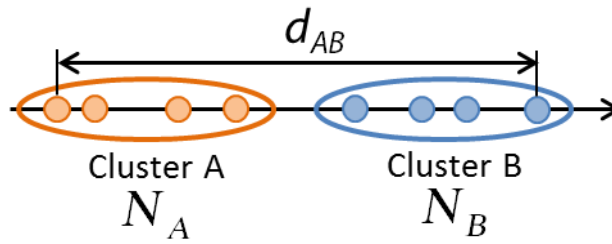


Fig. 4.2.6 Farthest Method

③ 群間平均法

群間平均法^[75]は、比較するクラスタ間の全ての要素の組み合わせに対して、それぞれ非類似度を計算する (Fig. 4.2.7). そして、各非類似度の平均をそのクラスタ間の非類似度とする.

$$d_{AB} = \frac{\sum_{i=1}^{N_A} \sum_{j=1}^{N_B} I_{ij}}{N_A N_B} \quad (4.2.4)$$

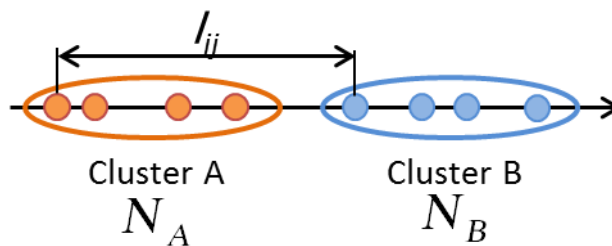


Fig. 4.2.7 Group Average Method

④ 重心法

重心法^[76]は、各クラスタの要素の重心を計算し、比較するクラスタに対して、重心のユークリッド距離を算出し、その値をクラスタ間の距離とする (Fig. 4.2.8).

$$d_{AB} = \left\{ \sum_{i=1}^p \left(\bar{x}_i^A - \bar{x}_i^B \right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4.2.5)$$

ここで、 \bar{x}_i^A および \bar{x}_i^B はそれぞれクラスター A およびクラスター B の重心の i 次元目の値を示す。

$$\bar{x}_i^A = \frac{1}{n_A} \sum_{j=1}^{N_A} x_{ij} \quad (4.2.6)$$

$$\bar{x}_i^B = \frac{1}{n_B} \sum_{j=1}^{N_B} x_{ij} \quad (4.2.7)$$

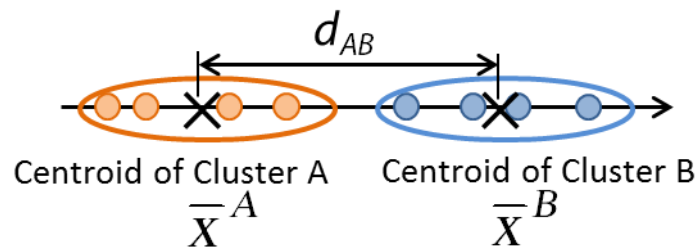


Fig. 4.2.8 Centroid Method

⑤ Ward 法

Ward 法^{[76][77]}は、クラスター間の距離に群内平方和の増加量を利用している。群内平方和とは、クラスターの密になっている度合いである。二つのクラスター A と B を統合し、その統合クラスターを C とするとき (Fig. 4.2.9),

$$d_{AB} = \left\{ \sum_{i=1}^p \left\{ \sum_{j=1}^{N_A+N_B} \left(x_{ij}^C - \bar{x}_i^C \right)^2 - \sum_{j=1}^{N_A} \left(x_{ij}^A - \bar{x}_i^A \right)^2 - \sum_{j=1}^{N_B} \left(x_{ij}^B - \bar{x}_i^B \right)^2 \right\} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4.2.8)$$

ここで、

$$\bar{x}_i^A = \frac{1}{n_A} \sum_{j=1}^{n_A} X_{ji} \quad (4.2.9)$$

$$\bar{x}_i^B = \frac{1}{n_B} \sum_{j=1}^{n_B} X_{ji} \quad (4.2.10)$$

$$\bar{x}_i^C = \frac{1}{n_C} \sum_{j=1}^{n_C} X_{ji} = \frac{n_A \bar{x}_i^A + n_B \bar{x}_i^B}{n_A + n_B} \quad (4.2.11)$$

この平方和の変化は対象の 2 つのクラスターの重心 \bar{x}_i^A , \bar{x}_i^B とそれぞれのクラスター内の個体数 n_A , n_B を用いて以下の式で表すことができる.

$$d_{AB} = \left\{ \frac{n_A n_B}{n_A + n_B} \sum_{i=0}^p (\bar{x}_i^A - \bar{x}_i^B)^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4.2.12)$$

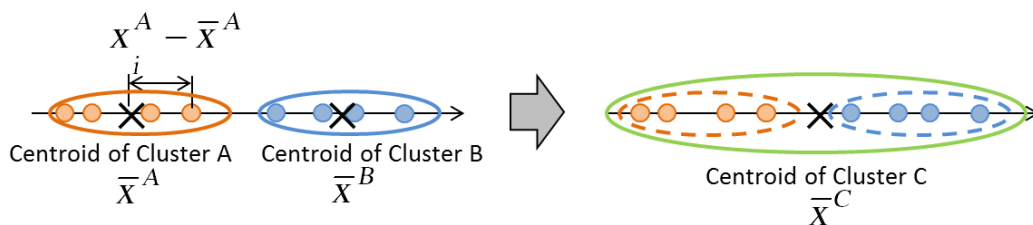


Fig. 4.2.9 Ward's Method

なお各非類似度の定義は上記のようなものであるが、その更新に関してはすべての組み合わせを上記の定義式に従って再計算する必要はなく、結合前の非類似度を基に計算することができる. いま、クラスター i (個体数 N_i) とクラスター j (個体数 N_j) を統合して新しいクラスター k (個体数 $N_k=N_i+N_j$) を生成したとする. このとき、クラスター k と新たなクラスター h との非類似度 d_{kh} の計算には、結合前の各クラスター間の距離 d_{hi} , d_{hj} および d_{ij} を用いて以下の式を用いることができる. なお、個体間の距離にはユークリッド平方距離^[77]を用いる.

$$d_{kh} = \varepsilon_1 d_{hi} + \varepsilon_2 d_{hj} + \varepsilon_3 d_{ij} + \varepsilon_4 |d_{hi} - d_{hj}| \quad (4.2.13)$$

ここで各パラメータ ε_1 , ε_2 , ε_3 および ε_4 は各組み合わせ手法で Table 4.2.2 に示す値となる。

Table 4.2.2 Coefficients of Dissimilarity Update

Combination Method	ε_1	ε_2	ε_3	ε_4
Nearest Neighbor	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{2}$	0	$-\frac{1}{2}$
Furthest Neighbor	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{2}$	0	$\frac{1}{2}$
Group Average	$\frac{n_i}{n_k}$	$\frac{n_i}{n_k}$	0	0
Centroid	$\frac{n_i}{n_k}$	$\frac{n_i}{n_k}$	$-\frac{n_i n_j}{n_k^2}$	0
Ward's	$\frac{n_h + n_i}{n_h + n_k}$	$\frac{n_h + n_j}{n_h + n_k}$	$\frac{n_h}{n_h + n_k}$	0

特にこの Table 4.2.2 の係数を当てはめると、最短距離法は $d_{kh} = \min[d_{hi}, d_{hj}]$ 、最長距離法は $d_{kh} = \max[d_{hi}, d_{hj}]$ と表す。

4.2.3 シルエット幅

シルエット幅は、Rousseeuw^[79]によって提唱されたクラスタリングの基準で、ある個体のクラスタへの当てはまり度をあらわす。また、平均シルエット幅はクラスタ数の評価として用いられる。

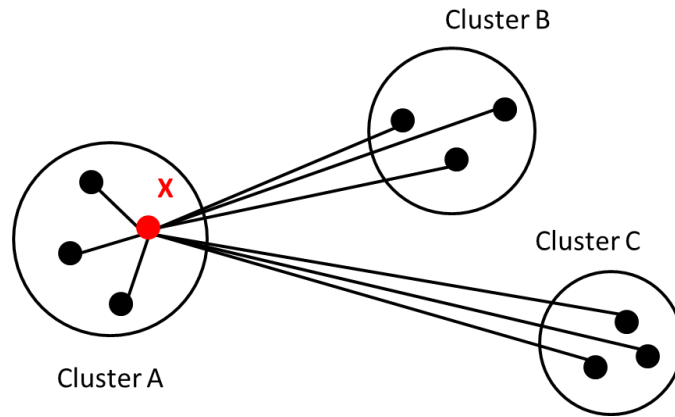


Fig. 4.2.10 Conceptual Diagram of Silhouette Width

シルエット値の計算の流れは、次の通りである。ここで、あるオブジェクト X のシルエット幅を $S(x)$ と書き、Fig. 4.2.10 に関係を図示する。

- Step 1 クラスタ A に所属する個体 X と、クラスタ A に所属する他の個体との距離を計算し、その平均値を $a(x)$ とする。
- Step 2 さらに、 X と他のクラスタに所属する全個体との距離を測り、その平均値が最も小さいクラスタとの距離を $b(x)$ とする。Fig. 4.2.10 の場合、クラスタ B の一番左の個体との距離となる。
- Step 3 これらの平均値から下記の式 (4.2.14) を用いて、シルエット幅を算出する。

$$S(x) = \frac{b(x) - a(x)}{\max\{a(x), b(x)\}} \quad (4.2.14)$$

このとき、 $-1 \leq S(x) \leq 1$ となる。

- Step 4 $S(x)$ の値により、以下の場合に分かれる。
- 1) $S(x)$ が 1 に近ければ $a(x)$ より $b(x)$ の方が大きいということになり、クラスタ A に個体 X が所属する事象は妥当であると判断できる。
 - 2) $S(x)$ が -1 に近ければ $b(x)$ より $a(x)$ の方が大きいということになり、クラスタ B に個体 X が所属する事象が妥当であると判断できる。

このように、 $S(x)$ は個体 X のそのクラスタへの当てはまり度を示す。また、全個体数を n とし、

$$\text{平均シルエット幅} : \bar{S}(x) = \frac{1}{n} \sum_{x=1}^n S(x) \quad (4.2.15)$$

と定義でき、この値はクラスター数の妥当性を評価できる。例えば、最適なクラスター数を m 、分割しようとするクラスター数を k とし、 $k < m$ とする。この場合、クラスターの数が最適な分割数より少ないことから、本来2つ以上に分割されるべきだったがそうならないクラスターが存在することになる。そのようなクラスターでは、クラスター内の個体間の距離が大きくなる。よって、 $a(i)$ が大きくなるため、 $S(i)$ が小さくなる。また、 $m < k$ の場合は同じクラスターに分類されるはずの個体が異なるクラスターに分類されるため、クラスター同士の距離が小さくなる。よって、 $b(i)$ が小さくなる。そのため、 $S(i)$ が小さくなる。これらより、 $S(i)$ が最も大きい場合が適切なクラスターリングと考えられる。

4.3 階層的クラスタリングによる翼型のマイニング

本研究では階層的クラスタリングを用いて、低レイノルズ数領域における高性能翼型の設計探索結果を分析する。分析対象は、目的関数値の高い上位 5002 個体とした。これは、揚力係数が著しく低い、あるいは抗力係数が著しく高い個体の形状は翼型らしくない形状であることが確認されたため、全個体を対象としたクラスタリングは不適切と判断したためである。その上位 5002 個体は、パレート解を Rank 1 とするランキングを行い、Rank 1 から 500 に順位付けられた個体である。

4.3.1 設計変数を用いたクラスタリング

クラスタリングに用いたパラメータは、設計変数として用いた X, Z 座標とした。クラスタリング結果を Fig. 4.3.1 に示し、各クラスタのシルエット幅の平均値を Table 4.3.1, 各個体のシルエット幅値を Fig. 4.3.2 に示す。なお、Fig. 4.3.2 の縦軸には揚力係数の小さいクラスタ順に番号を割り振り、表記している。つまり、ピンククラスタが 1 で、ライトオレンジクラスタが 8 である。

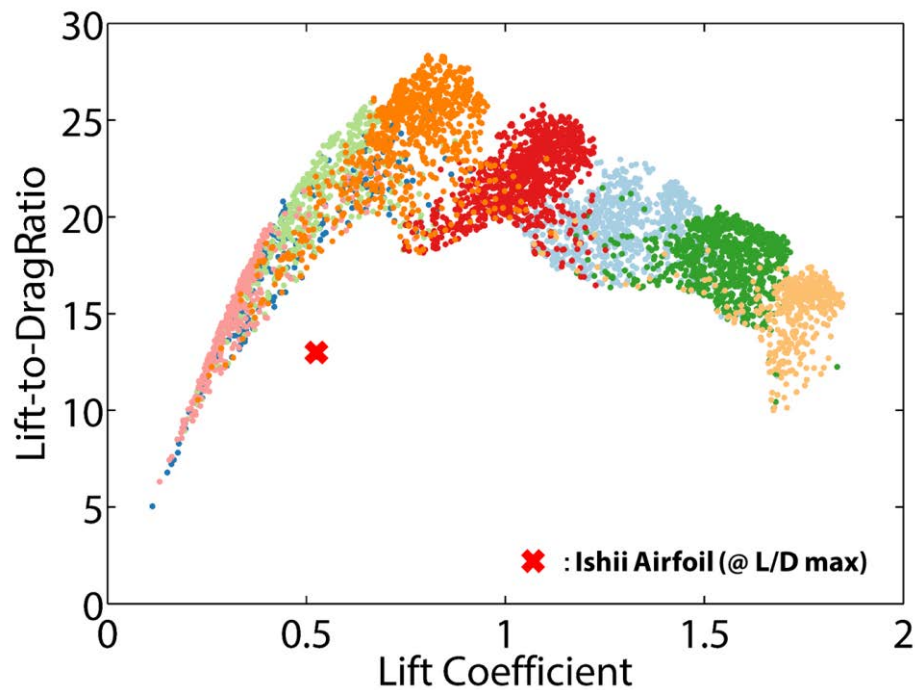


Fig. 4.3.1 Hierarchical Clustering Results with Design Parameters

Table 4.3.1 Average Silhouette Width for Each Cluster Using Design Parameters

	1	2	3	4	5	6	7	8	All
Average Silhouette Width	0.233	0.088	0.331	0.322	0.257	0.204	0.517	0.706	0.343

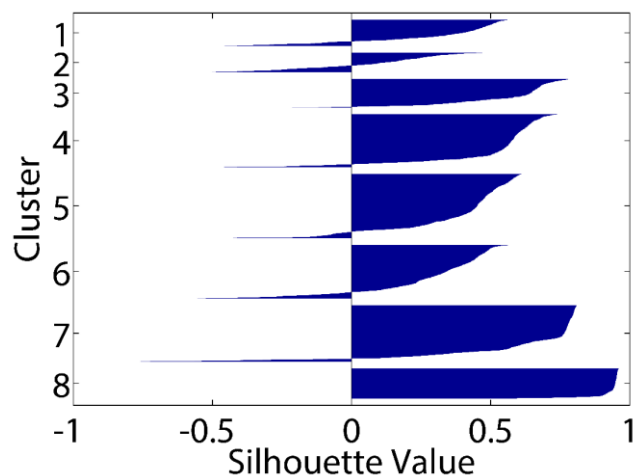
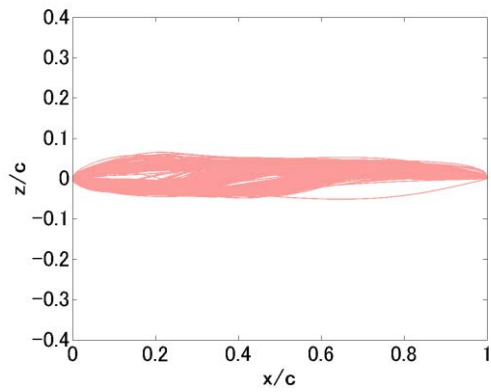
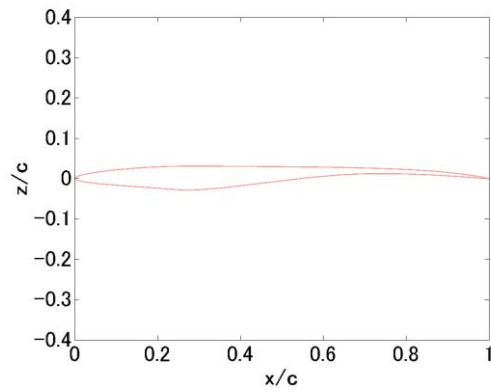


Fig. 4.3.2 Results of Silhouette Width for Each Cluster Using Design Parameters

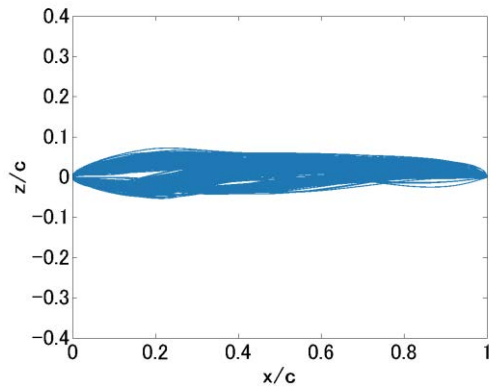
Fig. 4.3.1 に示したクラスタリング結果では、色の境目がパレート面のくぼみと対応していることがわかる。特に、揚力係数が1を超えるようになると、パレート面のくぼみとクラスタの色の境目が対応している。また、ブルークラスタ、オレンジクラスタとライムグリーンクラスタと重なっていることがわかる。この原因を探るため Fig. 3.3.2 のシルエット幅に注目すると、ライトオレンジクラスタ以外、各クラスタにシルエット幅がマイナス値をとる個体が含まれていることがわかる。マイナス値は本来所属すべきクラスタが他にあることを示す。特に、ブルークラスタにはシルエット幅がマイナス値をもつ個体が約 50 %含まれており、平均シルエット幅は 0.088 しかない (Table 4.3.1)。つまり、ブルークラスタには隣接するクラスタに所属すべき個体が含まれている可能性があり、設計変数では分類が不十分であることを示唆していると考えられる。さらに、Fig. 4.3.1 に色分けしている個体の翼形状を、各クラスタに所属するすべての形状と、各クラスタの平均翼型を Fig. 4.3.3 に示す。Fig. 4.3.3 のピンククラスタとブルークラスタに注目すると、ピンククラスタおよびブルークラスタは、それぞれの平均翼型が混ざった集合体であることが確認できる。このように、設計変数では分類が不十分であることがわかってきた。そこで、次に形状パラメータによるクラスタリングを行う。



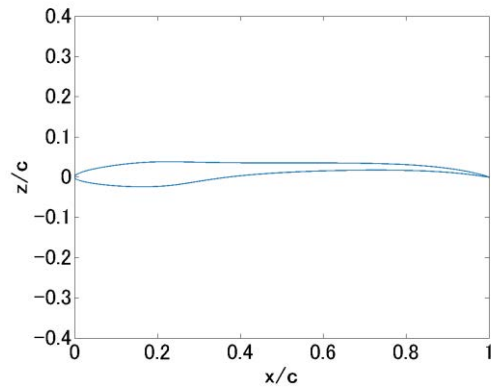
(a) All Airfoils of Pink Cluster



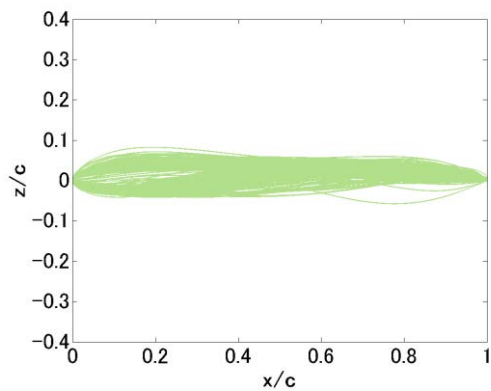
(b) Average Airfoil Shape of Pink Cluster



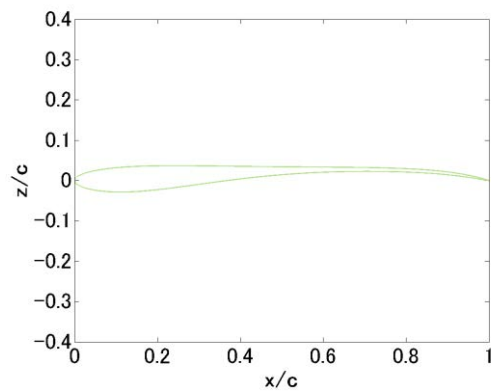
(c) All Airfoils of Blue Cluster



(d) Average Airfoil Shape of Blue Cluster

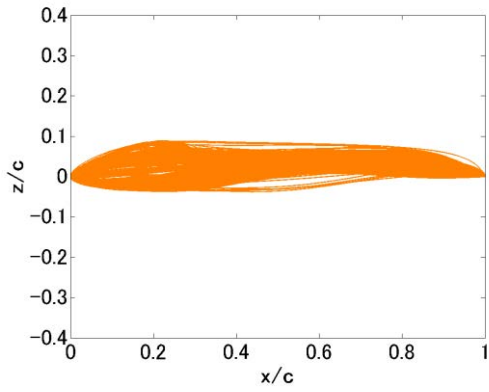


(e) All Airfoils of Lime Green Cluster

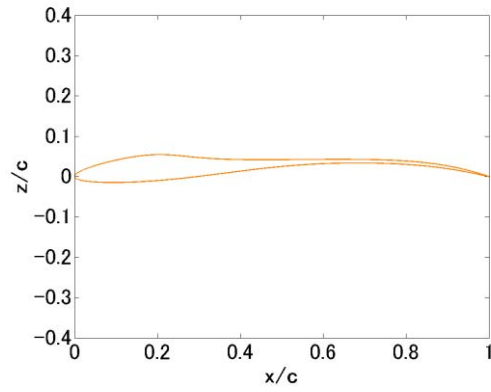


(f) Average Airfoil Shape of Lime Green Cluster

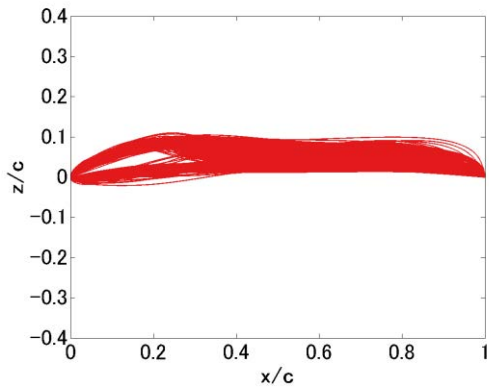
Fig. 4.3.3 Airfoils of the Eight Clusters (to be continued)



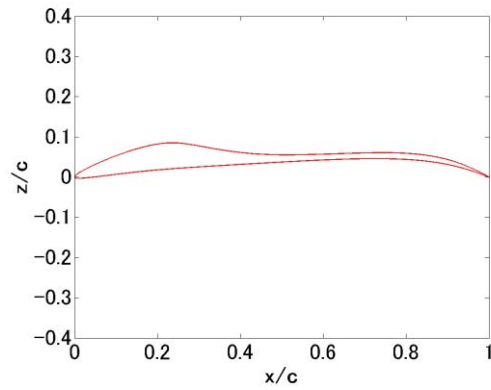
(g) All Airfoils of Orange Cluster



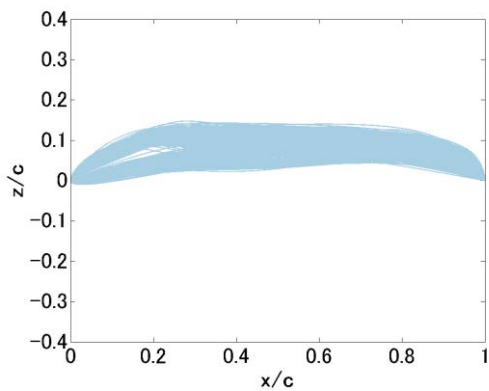
(h) Average Airfoil Shape of Orange Cluster



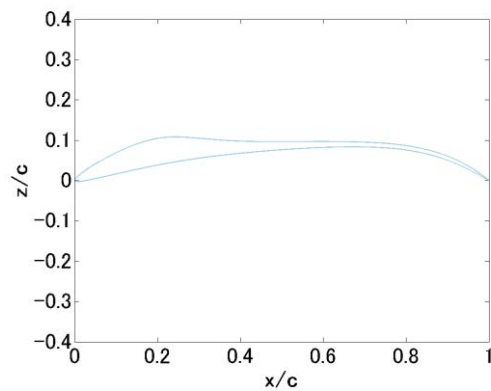
(i) All Airfoils of Red Cluster



(j) Average Airfoil Shape of Red Cluster

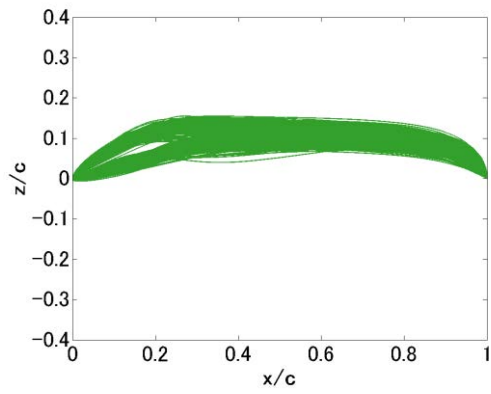


(k) All Airfoils of Sky Blue Cluster

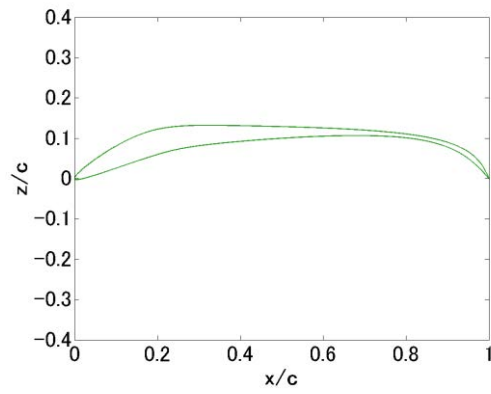


(l) Average Airfoil Shape of Sky Blue Cluster

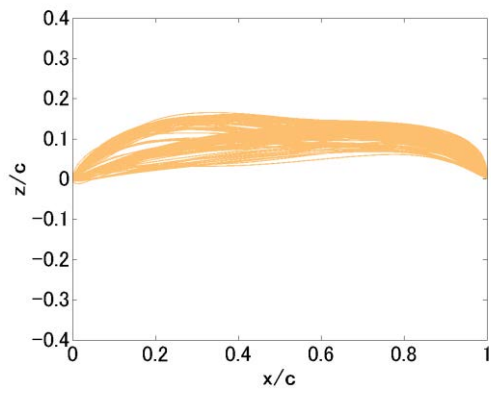
Fig. 4.3.3 Airfoils of the Eight Clusters (to be continued)



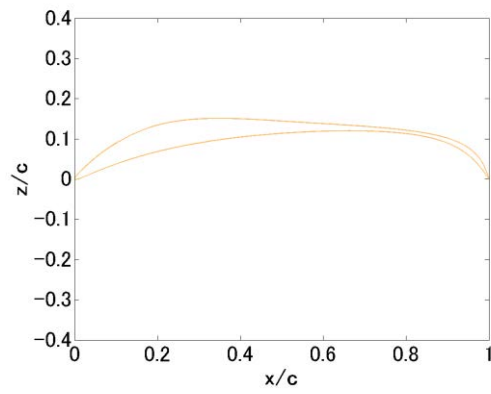
(m) All Airfoils of Green Cluster



(n) Average Airfoil Shape of Green Cluster



(o) All Airfoils of Light Orange Cluster



(p) Average Airfoil Shape of Light Orange Cluster

Fig. 4.3.3 Airfoils of the Eight Clusters (to be concluded)

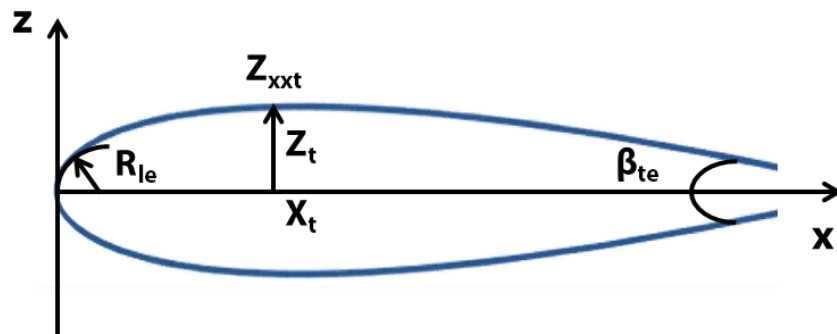
4.3.2 修正 PARSEC 法を用いたクラスタリング

クラスタリングに用いる形状パラメータとして、金崎らが提案している修正 PARSEC 法^[47]を用いる。金崎らは、効率的な遷音速翼型形状設計法として広く知られている PARSEC 法を低レイノルズ数翼型用に改良し、最適化を行っている。そのパラメータの詳細を Table 4.3.2 に示し、Fig. 4.3.4 に概要を示す。ただし、本研究で用いた修正 PARSEC 法のパラメータは、金崎らが提案しているパラメータのうち後縁位置高さを除いている。その理由は、本研究の設計探索に用いた翼型表現では後縁位置を固定しており、その値は 0 であるためである。

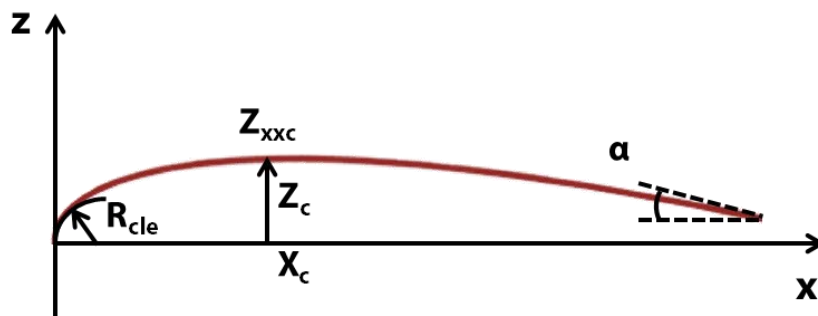
これらのパラメータを用いて行ったクラスタリング結果を Fig. 4.3.5 に示し、各クラスタのシルエット幅の平均値を Table 4.3.3、各個体のシルエット幅値を Fig. 4.3.6 に示す。まず Fig. 4.3.6 から Fig. 4.3.2 に比べてマイナス値をとる個体の減少が確認できる。Fig. 4.3.2 ではほとんどのクラスタでマイナス値をもつ個体が含まれていたが、Fig. 4.3.6 では三つのクラスタでわずかに確認できるのみである。また Fig. 4.3.5 において揚力係数 0.5~1.0 の範囲におけるクラスタの生成が Fig. 4.3.1 から変化している。この領域におけるブルーグラスタとライムグリーングラスタの平均シルエット幅を見ると、特に低い値を示していないことが Table 4.3.3 から確認できる。色分けさせている個体について、各クラスタに所属するすべての翼形状と、各クラスタの平均翼型を Fig. 4.3.7 に示す。ブルーグラスタとライムグリーングラスタともに似たような形状をもつ個体が分類されていることが確認できる。次に Fig. 4.3.1 ではレッドグラスタで統一されていた領域が、Fig. 4.3.5 では複数のクラスタに分類されている。その一方で、パレート面のくぼみとクラスタの境目が一致している事象は同じである。

Table 4.3.2 Shape Parameters of Modified PARSEC Method^[47]

Leading Edge Radius	R_{le}
X-Coordinate of Maximum Thickness	X_t
Z-Coordinate of Maximum Thickness	Z_t
Curvature at Maximum Thickness	Z_{xxt}
Trailing Edge Angle	β
Camber Radius at Leading Edge	R_{cle}
X-Coordinate of Maximum Camber	X_c
Z-Coordinate of Maximum Camber	Z_c
Curvature at Maximum Camber	Z_{xxc}
Angle of Camber at Trailing Edge	α



(a) Thickness Distribution



(b) Camber Distribution

Fig. 4.3.4 Modified PARSEC Method^[47]

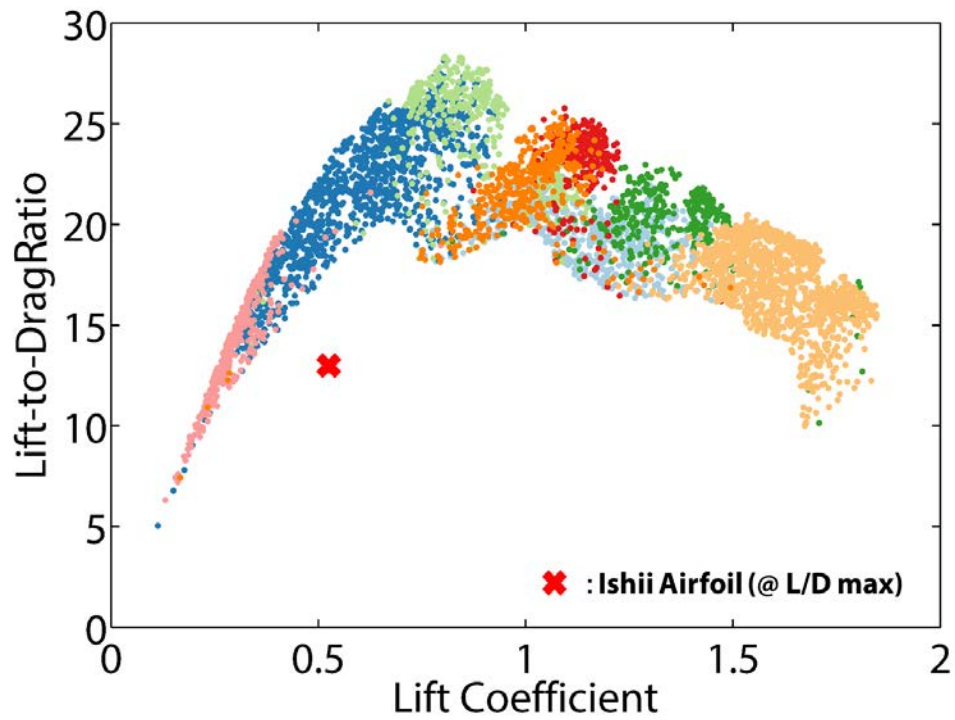


Fig. 4.3.5 Hierarchical Clustering Results with Modified PARSEC Parameters

Table 4.3.3 Average Silhouette Width for Each Cluster Using Modified PARSEC Parameters

	1	2	3	4	5	6	7	8	All
Average Silhouette Width	0.573	0.391	0.575	0.551	0.571	0.222	0.556	0.547	0.477

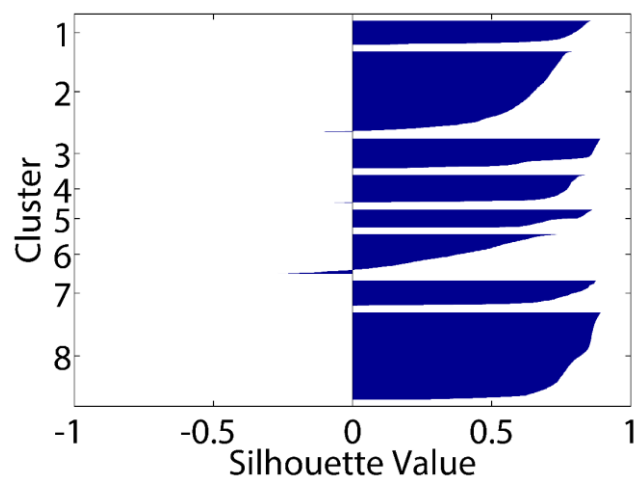
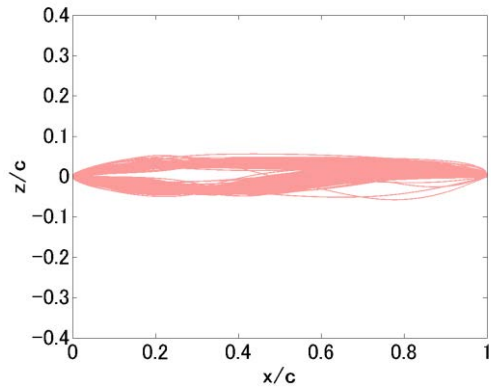
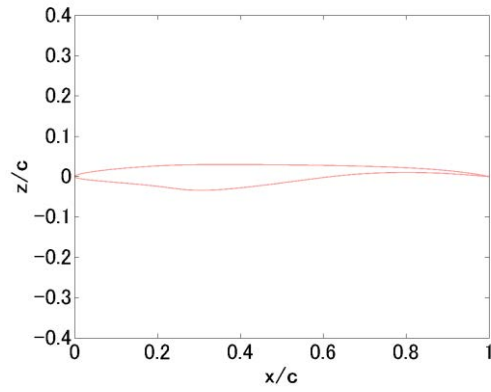


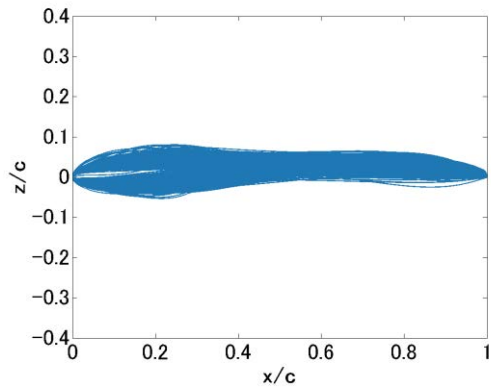
Fig. 4.3.6 Results of Silhouette Width for Each Cluster Using Modified PARSEC Parameters



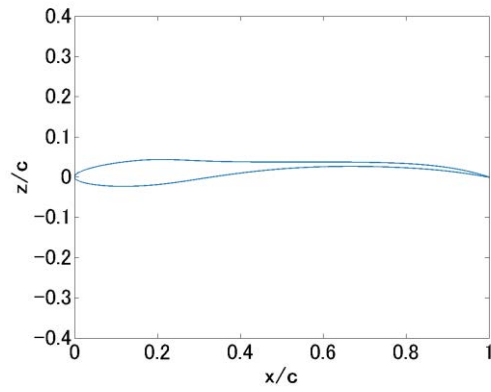
(a) All Airfoils of Pink Cluster



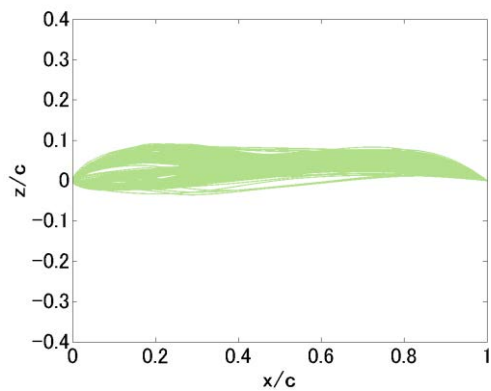
(b) Average Airfoil Shape of Pink Cluster



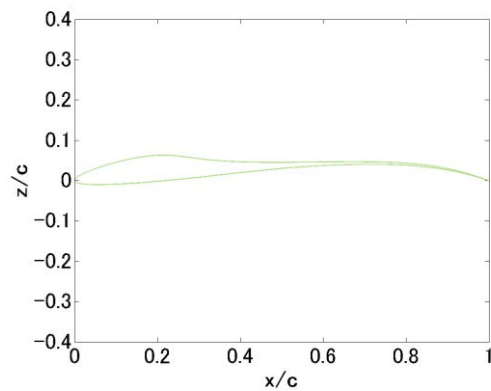
(c) All Airfoils of Blue Cluster



(d) Average Airfoil Shape of Blue Cluster

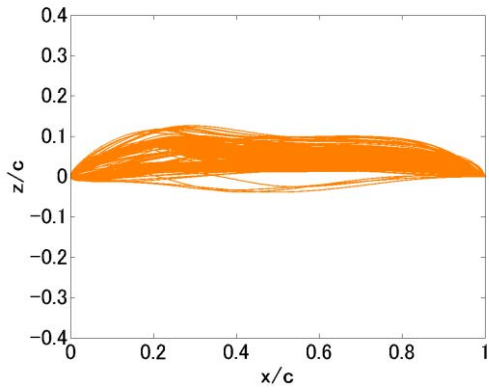


(e) All Airfoils of Lime Green Cluster

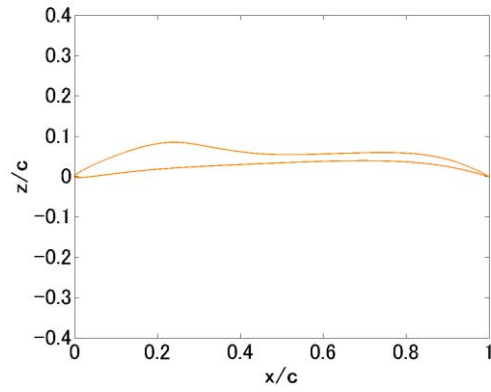


(f) Average Airfoil Shape of Lime Green Cluster

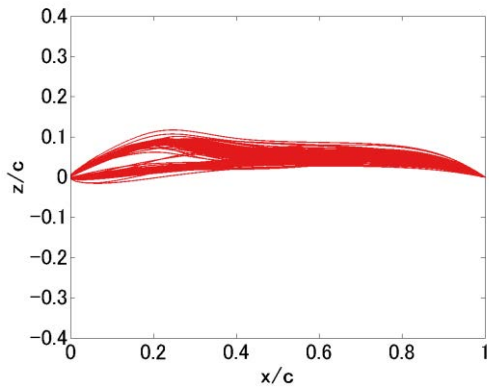
Fig. 4.3.7 Airfoils of the Eight Clusters (to be continued)



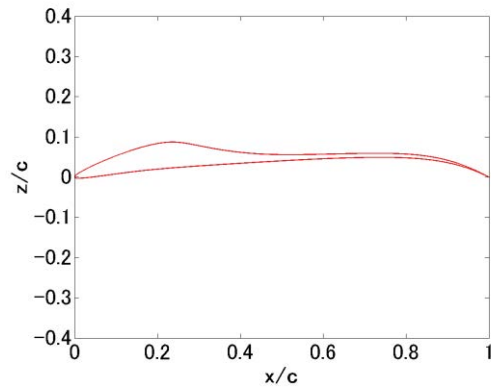
(g) All Airfoils of Orange Cluster



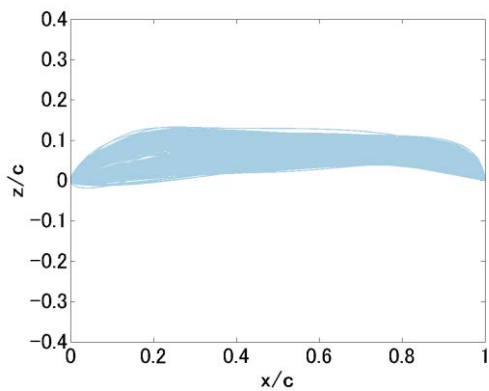
(h) Average Airfoil Shape of Orange Cluster



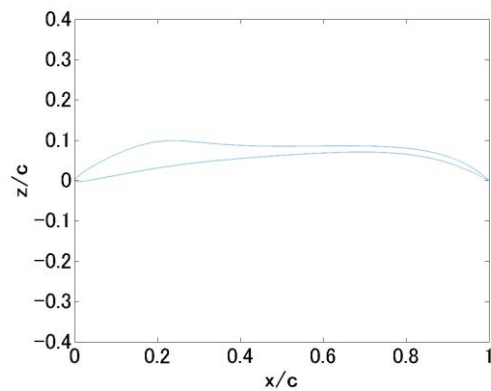
(i) All Airfoils of Red Cluster



(j) Average Airfoil Shape of Red Cluster

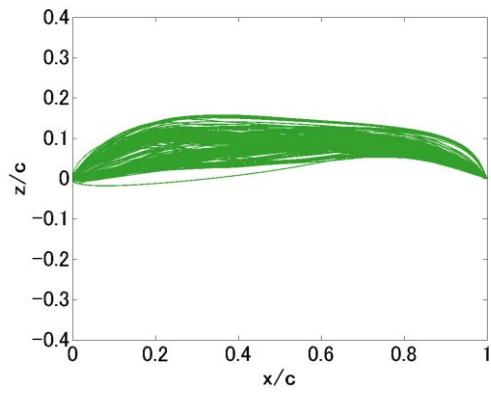


(k) All Airfoils of Sky Blue Cluster

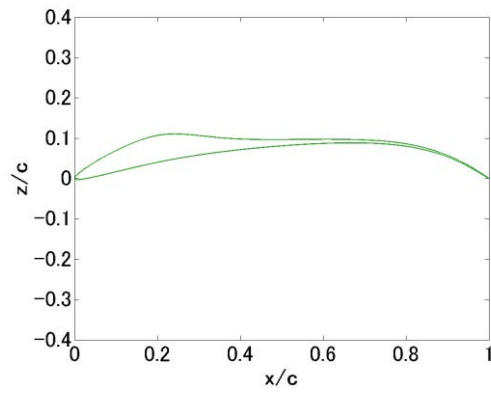


(l) Average Airfoil Shape of Sky Blue Cluster

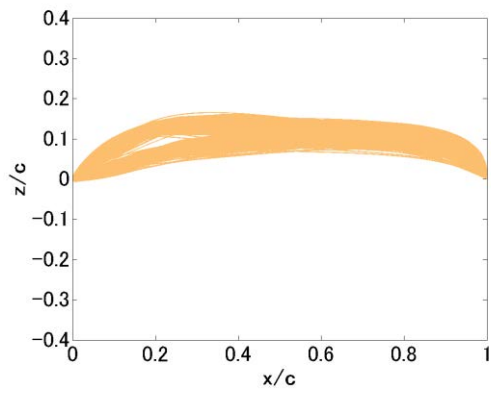
Fig. 4.3.7 Airfoils of the Eight Clusters (to be continued)



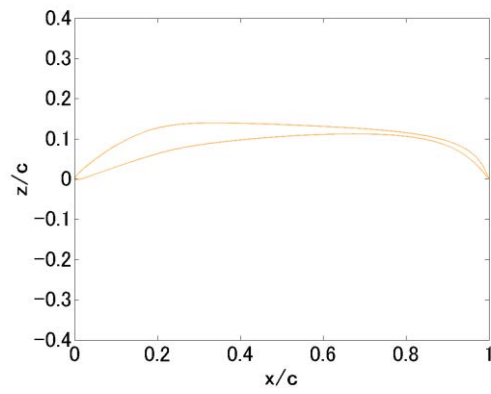
(m) All Airfoils of Green Cluster



(n) Average Airfoil Shape of Green Cluster



(o) All Airfoils of Light Orange Cluster

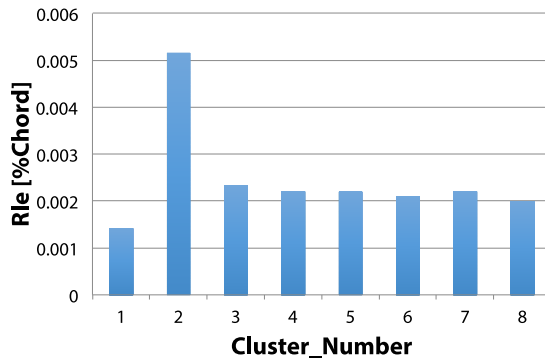


(p) Average Airfoil Shape of Light Orange Cluster

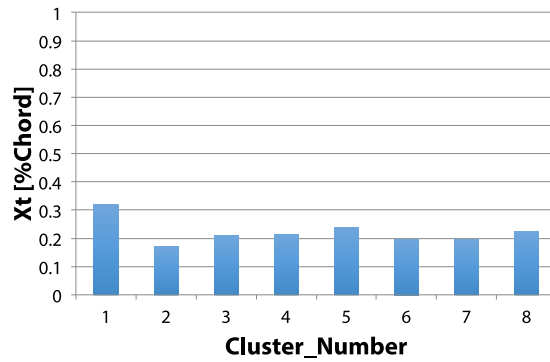
Fig. 4.3.7 Airfoils of the Eight Clusters (to be concluded)

さらに修正 PARSEC 法を用いたクラスタリングでは、各クラスタに所属する個体が修正 PARSEC パラメータ値を持つ。そこで、各クラスタにおける各パラメータ値の平均値を算出し、Fig. 4.3.8 のように示しながら Fig. 4.3.7 の各クラスタの平均翼型と合わせて分析することで、空力特性の変遷に伴う翼型形状と空力特性の相関をみる。

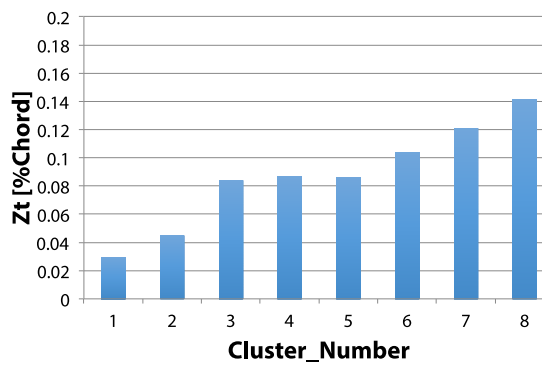
まずピンククラスタは、3.2 章の Fig. 3.2.3 で示した①の翼型によく似ていることが挙げられる。Fig. 4.3.8 (a) から分かる通りこのクラスタは前縁半径が最も小さく、ブルークラスタの約 25%、他のクラスタと比べても約 69%である。3.2 章でも述べたが、低抵抗を実現するには前縁半径の最小化と上面がフラットな形状であることが必要である。また下面において上に凸形状を形成することで、正圧を獲得している翼型である。それらを両立するために、ピンククラスタの最大翼厚位置は前縁から約 30%*c* 位置 (Fig. 4.3.7 (b), Fig. 4.3.8 (b)) にあると推測できる。その位置は揚力係数の上昇に伴い前縁に移動していき、その移動に伴って前縁半径が大きくなり (Fig. 4.3.8 (a)), 3.2 章の Fig. 3.2.4 で示した②のような翼型に変形していく (Fig. 4.3.7 (d))。この翼型は、ピンククラスタより下面で正圧を獲得するよう上に凸な部分が広がる。翼上面はそれまでフラットであったが、ブルークラスタから中央付近に剥離泡を形成させるくぼみが形成され始める。ブルークラスタから最大翼厚位置における曲率が大きくなり、レッドクラスタで最大値になるまで最大翼厚位置直後に剥離泡を形成させようとしている。また揚力係数が 1 を超えるようになると、翼下面は下に凸な形状が失われていき弧を描くような形状に変化していく。それに呼応した形で翼上面も剥離泡を形成させるような波形形状から下面に沿った形状に変化し、キャンバーの最大高さ位置の Z 座標 (Fig. 4.3.8 (f)) も高くなっていく。そして、翼形状が円弧翼のような形状に変化するに従って、後縁がフラップのような形状に変化していく (Fig. 4.3.7 (i) ~ (p))。Fig. 4.3.8 (j) からわかるように、後縁角が急激に増加しており、ライトオレンジクラスタではピンククラスタに比べ 6 倍以上である。このように、平均パラメータ値と平均翼型を合わせて分析することで、定量的な情報の抽出が可能となる。



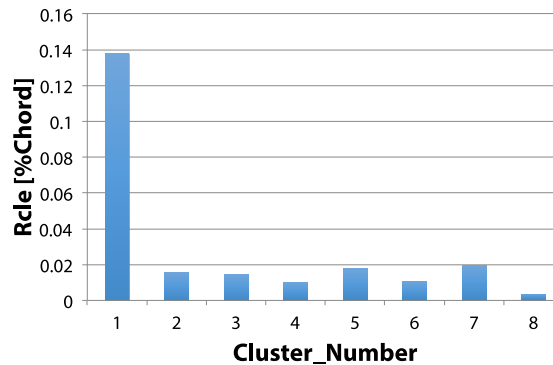
(a) Leading Edge Radius: R_{le}



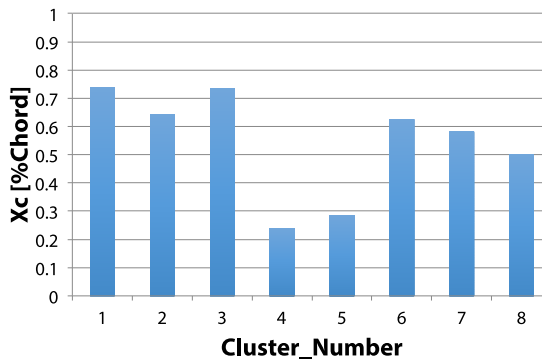
(b) X-Coordinate of Maximum Thickness: X_t



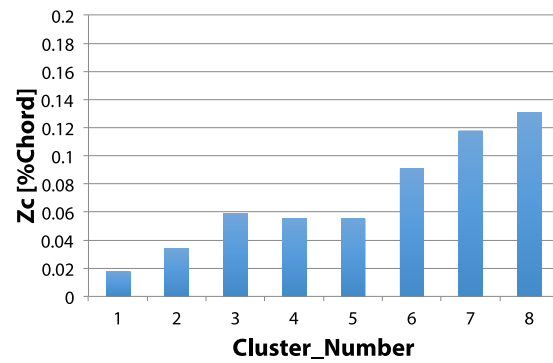
(c) Z-Coordinate of Maximum Thickness: Z_t



(d) Camber Radius at Leading Edge: R_{cle}



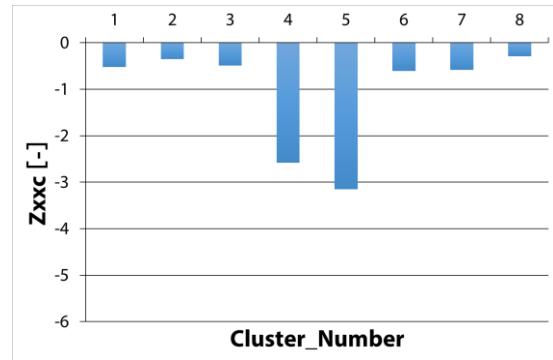
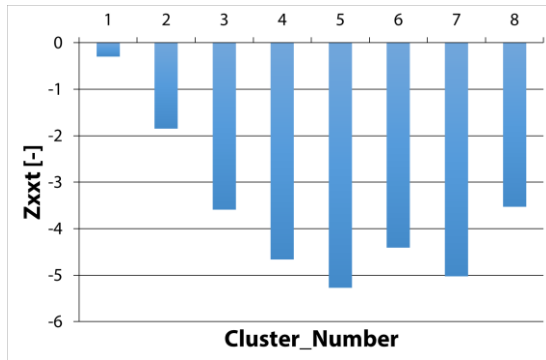
(e) X-Coordinate of Maximum Camber: X_c



(f) Z-Coordinate of Maximum Camber : Z_c

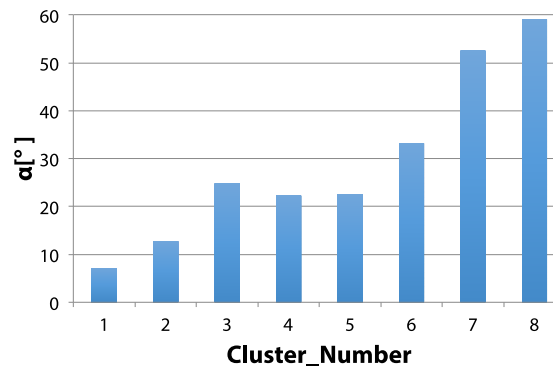
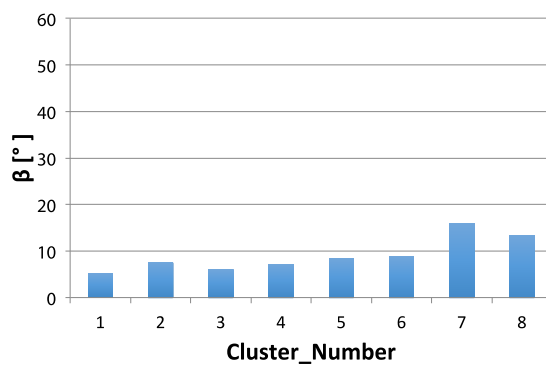
Fig. 4.3.8 Average Modified PARSEC Parameter Values of Each Cluster

(to be continued)



(g) Curvature at Maximum Thickness: Z_{xxt}

(h) Curvature at Maximum Camber: Z_{xyc}



(i) Trailing Edge Angle: β

(j) Angle of Camber at Trailing Edge: α

Fig. 4.3.8 Average Modified PARSEC Parameter Values of Each Cluster

(to be concluded)

4.4 階層的クラスタリングの評価

本節では、従来手法と筆者が提案するデータマイニング手法を比較し、提案手法の有効性を議論する。従来、多目的最適化計算によって得られたパレート解を SOM (Self-Organizing Map) や SPM (Scattered Plot Matrix) を用いて分析することで、目的関数のトレードオフや設計変数と目的関数との相関などの情報を抽出してきた。また本研究にて形状設計を行う中で、全体形状と目的関数との相関の把握は、目的関数と設計変数との相関の把握と同等の重要性を持つことにわかった。しかし、従来手法では設計パラメータと目的関数の一対一の詳しい分析には適しているが、目的関数の変動と全体形状の相関を認識することは容易ではない。前節にて試みた階層的クラスタリングによる分析手法は、その両立を可能とするデータマイニング手法であると考えられる。

そこで次節から従来手法として代表的な SPM による分析を例に挙げ、問題点を示す。そして階層的クラスタリングによる分析手法がその問題点を克服できることを示していく。

4.4.1 SPM によるデータマイニング

最適化計算結果をデータマイニングする従来手法として、散布図行列を拡張した SPM がある。この手法を用いて、低レイノルズ数領域の高性能翼型の最適化計算結果をデータマイニングする。ただし、視認性を高めるために分析対象をパレート解のみとする。

まず、設計変数と揚力係数、揚抗比との関係を Fig. 4.4.1 に示す。揚力係数、揚抗比と設計変数の X 座標とは相関を確認することはできない。その一方で、設計変数の Z 座標と揚力係数との間に比例関係が存在することがわかる。Z 座標と揚抗比とでは、はじめ比例関係にあるが、各々ある Z 座標でピークを迎え反比例することがわかる。しかし、これ以上の情報を抽出することは難しい。そこで、次に修正 PARSEC 法のパラメータとの関係について見ていく。

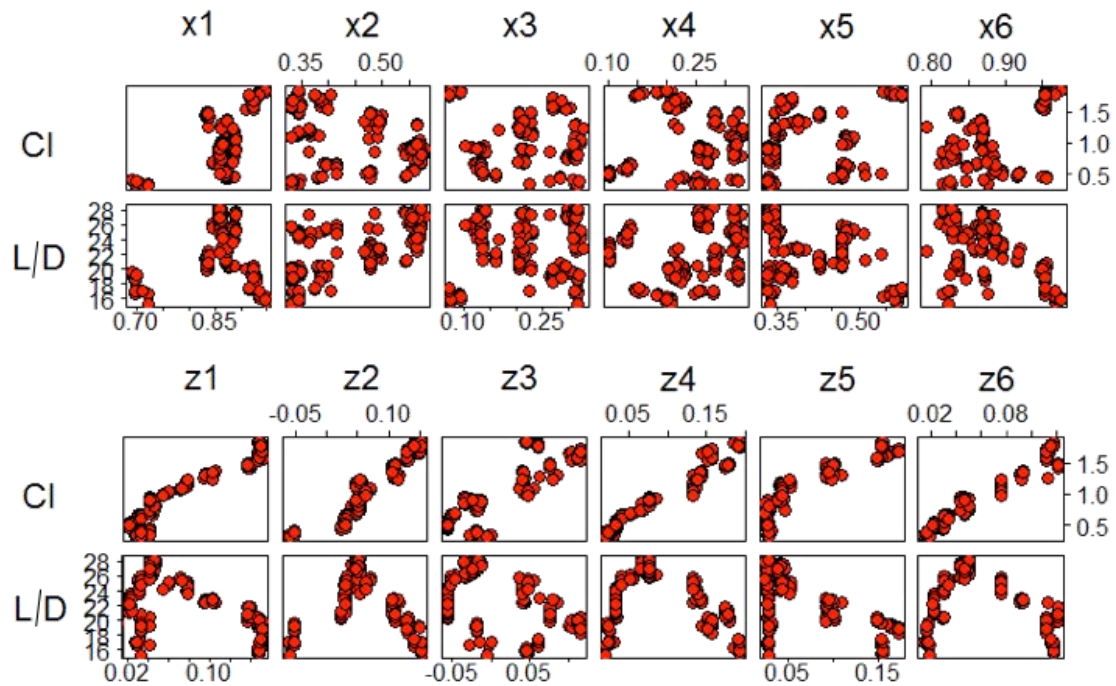


Fig. 4.4.1 SPM of Design Parameters and Aerodynamic Coefficients

修正 PARSEC 法のパラメータと揚力係数、揚抗比との関係を、Fig. 4.4.2 に示す。まず Z 座標ならびに後縁角 α と揚力係数は比例関係にあることが確認できる。それらと揚抗比には、各々ある値でピークを迎え、比例から反比例の関係になっていることも確認できる。

次に得られた相関から翼型形状の変化を予測する。揚力係数と後縁角の比例関係から、翼型形状は揚力係数の増加とともに後縁でフラップのような形状を持つよう変形していくことが予測される。また Z 座標と揚力係数との関係から、揚力係数の増加にともなって円弧翼のような形状に変形する可能性がある。しかし、これ以上の全体形状の変化を予測、把握することは難しく、さらにその他にパラメータと空力特性との間で相関を見出すことも難しい。

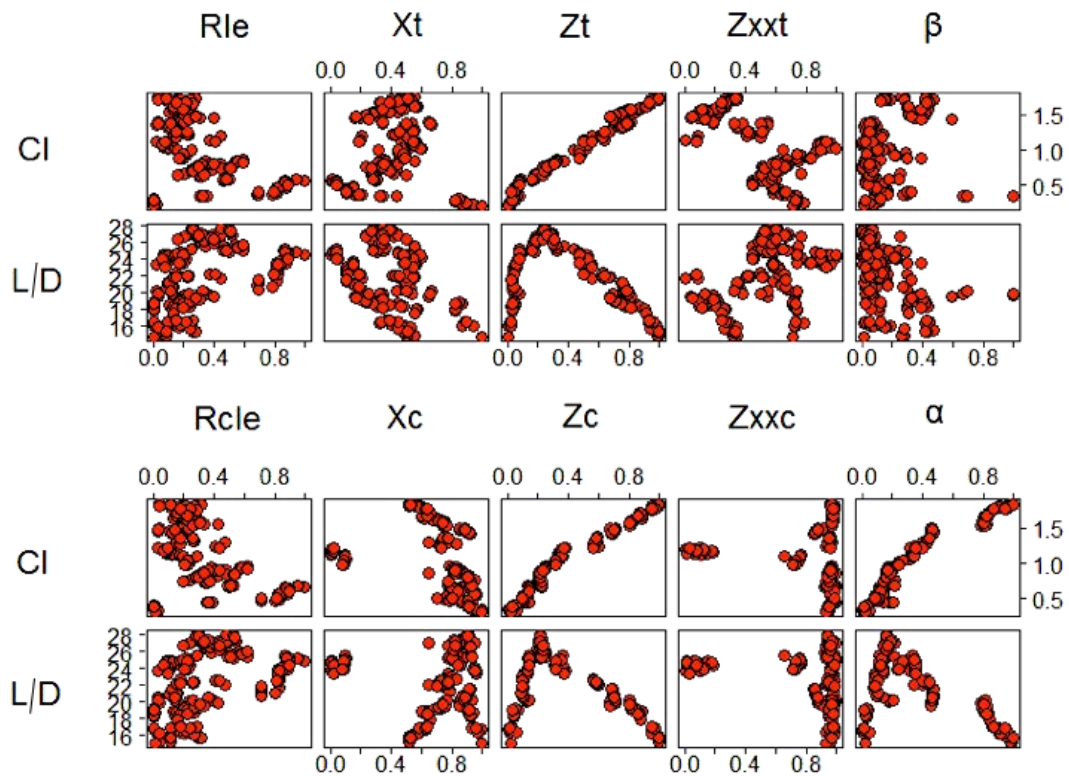


Fig. 4.4.2 SPM of Shape Parameters and Aerodynamic Coefficients

4.4.2 階層的クラスタリングの有効性

4.4.1 章で示した通り，SPM による情報抽出は形状パラメータと空力特性との一対一の分析は可能であるが，空力特性と全体形状の相関について把握，分析することは難しい．その一方で，階層的クラスタリングを用いた分析では空力特性と全体形状の相関について視覚的な理解を設計者に与えることが可能である．さらに，与えられた形状パラメータの平均値と，各クラスタに所属する全個体を平均した形状を合わせて分析することで，SPM に劣らない詳細な分析が可能となる．

第5章 階層的クラスタリングを組み合わせた最適翼型探索の提案

5.1 はじめに

これまで述べてきたように、本研究は火星探査航空機の実現に向けて、低レイノルズ数領域における最適翼型設計に取り組んできた。その結果、石井翼型の最大揚抗比より高い揚抗比を持つ翼型を 6550 個体得た。さらに階層的クラスタリングを用いたデータマイニングを行い、低レイノルズ数における性能と形状の相関を得た。クラスタの形状特性を調査すると、Schmitz らの先行研究が指摘する低レイノルズ数領域における特徴である、1) 前縁が尖っていること、2) 翼上面がフラットであること、3) 薄翼であること、などを備えている事が分かった。またその一方で、指摘されていない形状特性を持った高性能のクラスタも得られた。例えば、翼上面に波形形状を持つことで剥離泡を形成する形状がある (Fig. 5.1.1)。

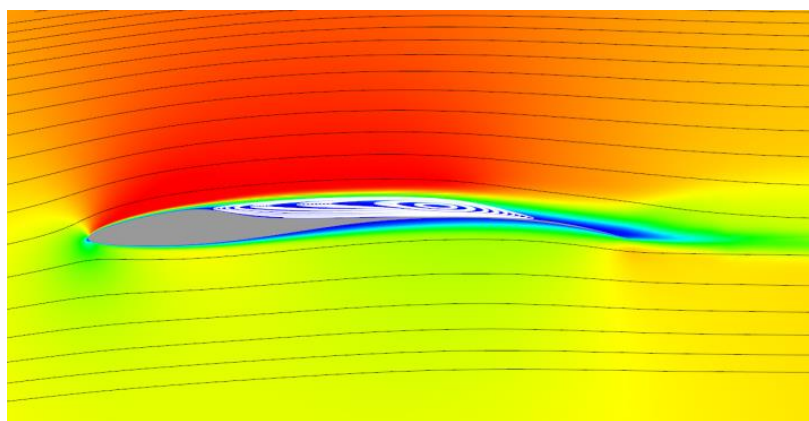


Fig. 5.1.1 Example of Airfoil with New shape Characteristics

また設計要求以上の性能を持った翼は劣解にもみられ、必ずしもパレート解のみ注目する必要性はない事もわかった。本研究で用いた階層的クラスタリングは、劣解についても設計者に特性を明示できる情報可視化手法である。もし設計者が設計過程で劣解を含めた各クラスタの特性を認識できれば、その情報を最適化に利用し、より一層の設計解の性能向上が期待できる。

例えば、設計者が想定している範囲内の望ましい性能をもったクラスタを選択し、選択したクラスタのみを進化させていくことも可能である。また選択したクラスタに目的関数を変更した進化計算を行ったり、他の望ましいクラスタと融合させ新しいクラスタを生成したりすることも可能である。本章では、先行研究を紹介しながら、新しい設計アルゴリズムの提案を行う。

5.2 分散遺伝的アルゴリズムと環境分散型遺伝的アルゴリズム

提案する設計アルゴリズムでは、設計者がクラスタを選択する余地を確保するために解の多様性の維持が必要不可欠である。そもそも遺伝的アルゴリズムにおいて解の成長には、多様性が大変重要である。なぜなら、母集団を一つのグループとして解を成長させた場合、局所解に陥ってしまう可能性があるためである (Fig. 5.2.1)。

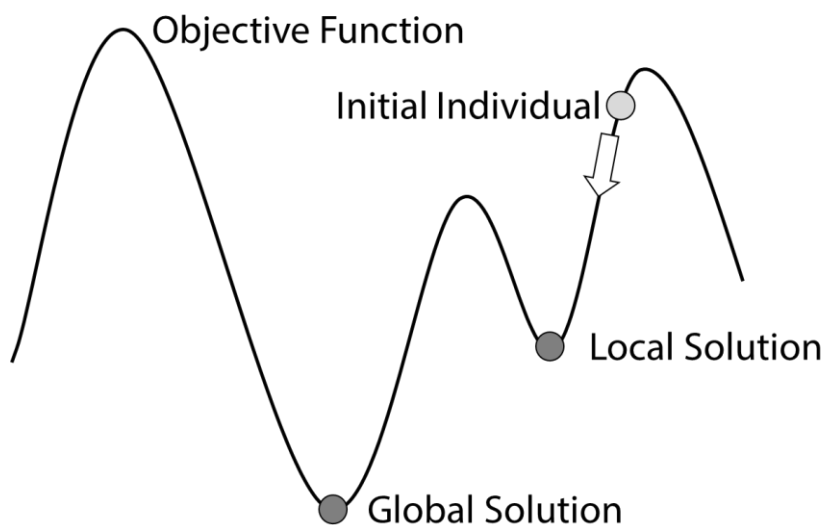


Fig. 5.2.1 Global Solution and Local Solution

これを防ぐ手段の一つとして突然変異があるが、その他の対策としては母集団を分割してそれぞれで解成長させる手段が提案されている。提案したい設計アルゴリズムには、多様性を維持するために、この母集団を分割する方法を用いる。その参考となる先行研究として、分散遺伝的アルゴリズムがある。

分散遺伝的アルゴリズム DGA (Distributed Genetic Algorithm) ^{[80][81][82]}とは、GAにおける母集団をいくつかの島と呼ばれるサブ母集団に分割し、それぞれの島でGAの計算を行うものである。また数世代毎に各島の一部の個体を入れ替える移住処理を行うことで、島内の解探索が停滞する状態を防ぐ。移住する個体の数は移住率と呼ばれる割合により設定する。Fig. 5.2.2にDGAの概略を示す。ただし形成された島が適応度の低い局所解に収束する場合には、その島の計算が全体の解探索にほとんど寄与できなくなるといった問題点がある。

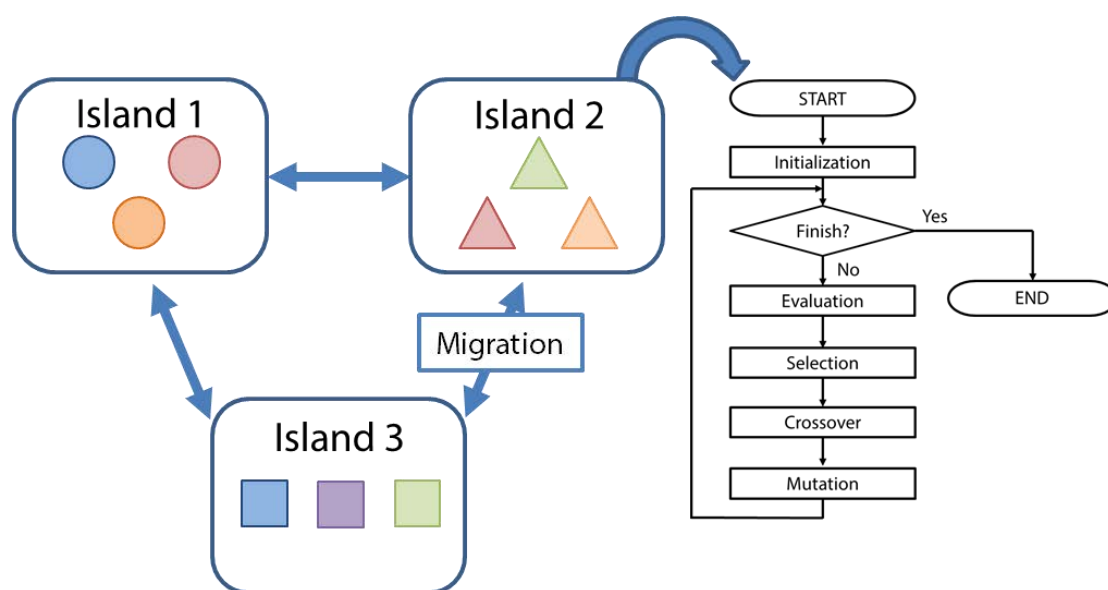


Fig. 5.2.2 Distributed Genetic Algorithm

この問題点を克服するため、DGAに工夫を加えた先行研究がある。その一つに環境分散型遺伝的アルゴリズム DEGA (Genetic Algorithm with Distributed Environment) ^{[83][84][85]}と呼ばれるものがある。これは、島毎に交叉率や突然変異率といったパラメータを変更させて解探索を行う手法である。DGAにおいて交叉率や突然変異率といったパラメータの設定は本来問題依存であり、島内で良い探索性能を得るために問題が変化する度に設計者が経験的に最適な値に調整する必要がある。これに対し環境分散型遺伝的アルゴリズムでは、島毎に異なる交叉率、突然変異率をそれぞれ設定し島毎に世代交代を行う。各島が異なる傾向に進化し、多様性が維持され大域的最適解を生み出すことが期待される。そのため、設計者が最適な値を設定しなくても良好な解探索性能の得られる島を作ることができる。環境分散型遺伝的アルゴリズムの概要を Fig. 5.2.3 に示す。

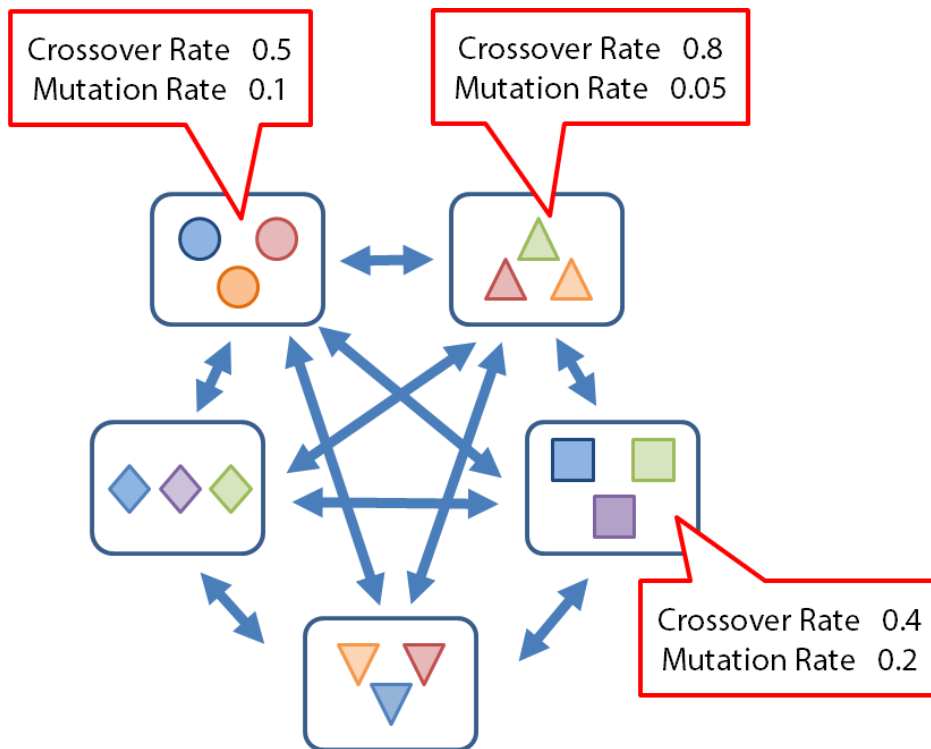


Fig. 5.2.3 Genetic Algorithm with Distributed Environment

しかしながら、これまで紹介したものも含めた先行研究では、島の数や島内の個体数を固定するものがほとんどである。そのため、問題設定によって島の数が最適ではない場合がある。もし、島の数が多すぎれば、似た特徴をもつ島が複数存在し、島と島との間で行われる移住の意味合いが薄れてしまう可能性がある。島の数を問題によって自動的かつ適切に設定できるアルゴリズムを開発できれば、従来手法より多様性を維持しながら解の性能を向上できると考えるに至った。

5.3 階層的クラスタリングと遺伝的アルゴリズムを組み合わせた設計手法の提案

本研究では、島の数も島内の個体数も変化させることができる新しい設計アルゴリズムを提案する。本研究が提案するアルゴリズムの概略図を Fig. 5.3.1 に示す。

本研究が提案する設計アルゴリズムは、従来の DGA のように初期個体集団を分割するのではなく、最初は単一の島として初期個体集団を生成する。数世代もしくは数十世代 GA の計算により解を成長させた後、階層的クラスタリングを用いて最適なクラスタ数に分類する。この時の解集団には劣解を含め、分類後の各クラスタを島とする。

次に GA によって各島の成長をそれぞれ数世代進めた後、各島において再度階層的クラスタリングを行う。各島のクラスタリング完了後に幾つかの操作が選択できる。例えば、以下のような操作がある。

- ① 全島で似たような集団を探し、その集団同士は再統合して1つの島とする。
- ② 異なる特徴を持つ集団同士を掛けあわせ、新たな島を形成する。

これらの操作を、設計者の意図が反映されるように設計者自身が行う。もしくはアルゴリズム自身が、クラスタリングパラメータの平均値を比較することで行うことも考えられる。その後、再び GA を用いて解を成長させる。

いずれの方法でも、世代交代を繰り返す中で適切な分類を行い、設計者の意図が反映されるような解集団となるよう、動的に分割あるいは再統合していく。なお、分類した際の島の数も最適なものが判断する手段には、平均シルエット幅を用いる。4.2.3 章でも述べたが、クラスタリングする全個体数を n とし、式(4.2.15)を用いて平均シルエット幅値は算出される。最適な島の数 m は、平均シルエット幅値が最大となる m と定義し、アルゴリズムに判断させる。

このように提案するアルゴリズムを用いることで、アルゴリズムが形状クラスタを形成し進化させ、異なるクラスタ間で遺伝子情報の成長・交換を行うことで、これまでにない多様性をもたせた設計が可能となる。

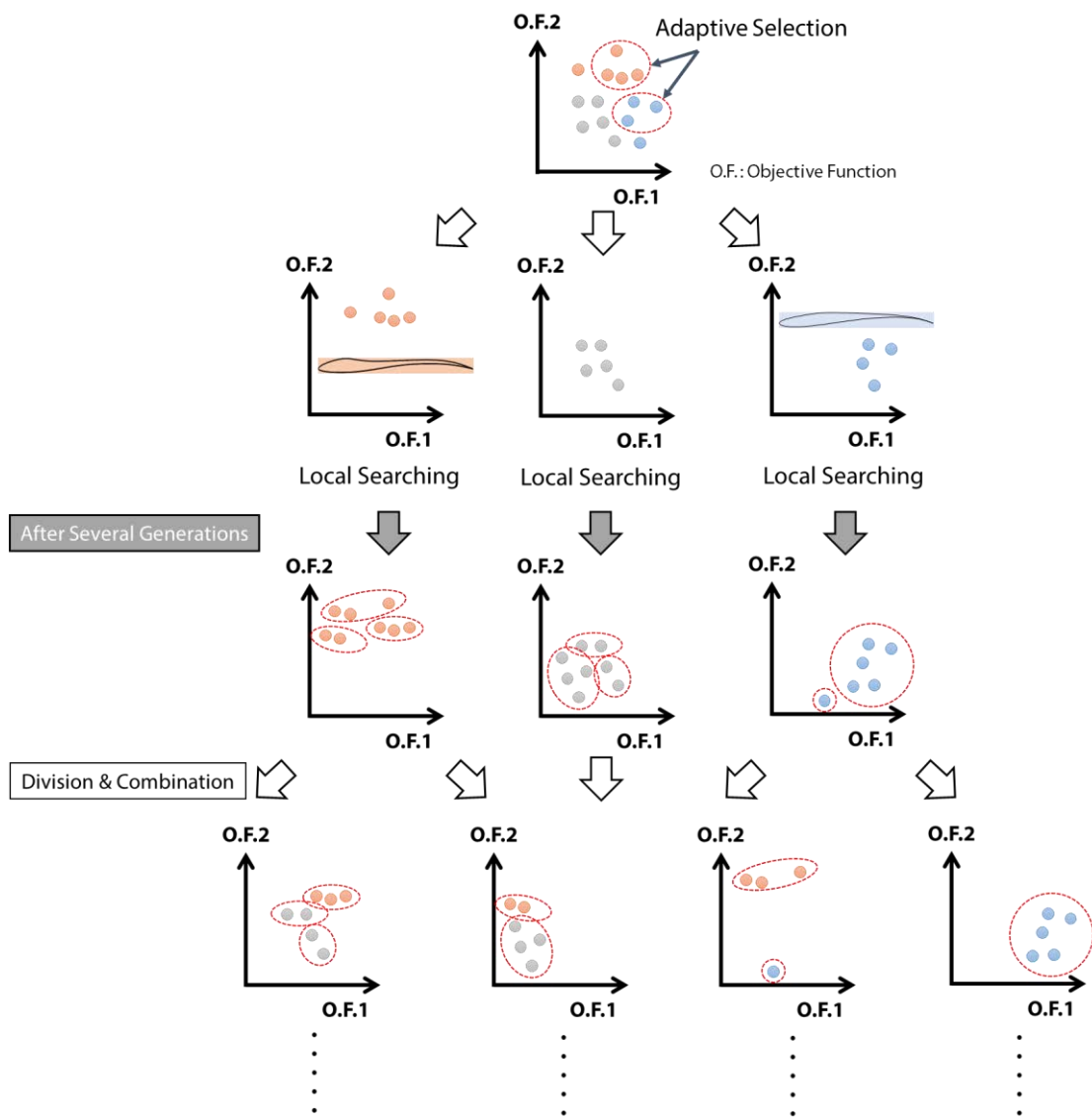


Fig. 5.3.1 Outline of Proposed Algorithm

第6章 結言

本論文では、世界初の航空機による惑星探査を目指す火星探査航空機を想定し、低レイノルズ数領域における新たな翼型設計手法の提案を行った。この提案に至るまでに、低レイノルズ数領域における最適翼型の設計手法の確立と、高揚抗比を実現する形状特性の解明を目指し、1) 低レイノルズ数用翼型の多目的設計探索、2) 階層的クラスタリングを用いたデータマイニング、に主眼を置き研究した。

第2章では、火星探査航空機主翼の高揚抗比翼型の設計手法の確立を目的とし、数値流体力学と、進化的多目的最適化の1つである遺伝的アルゴリズムを組み合わせた設計手法を示した。具体的な設計目標は、既存の翼型で低レイノルズ数領域において高揚抗比が得られる石井翼型に対し、揚抗比にして20%以上の向上である。この手法の特色は、数値流体解析に層流計算を用いていることである。先行研究では計算資源の軽減を目的として乱流モデルのRANS解析が用いられているが、層流に近い流れ場であっても乱流と判断して解析してしまう恐れがあり、正確な翼型性能を評価できない可能性がある。

第3章では、第2章で示した設計手法を用いて、JAXA/ISASのスーパーコンピュータによる100世代100個体の大規模な多目的設計探索を行った。その結果、目標性能を満たす翼型を4000個以上発見した。特に、最適解（非劣解）として得られた202個体の中には、当初の石井翼型に対する揚抗比20%向上という目標を大幅に上回る、揚抗比の120%の向上に成功した翼型が含まれていた。最適翼型の性能を検証するため、代表的な3つの翼型を実際に製作し、風洞試験を実施した。その結果、製作したすべての翼型について、石井翼型より30%以上高い最大揚抗比を持つことが実証された。また、石井翼型より失速迎角が大きくなるなどの、設計段階では明らかでなかった翼型性能もわかった。

第4章では、第3章で得られた翼型に対して階層的クラスタリングによるデータマイニングを行い、獲得された知見について述べた。クラスタリングパラメータには、遷音速翼型形状表現法のPARSEC法を低レイノルズ数翼型用に改良した、修正PARSEC法による10個のパラメータを用いた。本研究では、5000個の翼型に対してクラスタ分析を行い、それぞれ特徴の異なる8つのクラスタを得た。本研究では、修正PARSECパラメータと階層的クラスタリングを組み合わせ、従来のデータマイニング手法では難しかった全体形状と目的関数との相関を把握可能な手法を提案した。従来のデータマイニングでは、SPMやSOMなどによる目的関数と設計変数の一対一の相関のみが扱われてきた。しかし、翼型のような全体形状が重要な対象は、形状変化の様相の把握も非常に重

要である。本手法により、翼型の全体形状が揚力係数の増加に伴って上面がフラットから波形形状に変化し、その後下面がキャンバーを持つように変化していく様子などが明らかになった。さらに、翼上面の波形形状など、従来研究が指摘していない低レイノルズ数領域における高性能翼型の形状特性の発見があった。

第5章では、階層的クラスタリングと遺伝的アルゴリズムを組み合わせた新しい翼型設計手法の提案を行った。第4章での階層的クラスタリングは100世代100個体の計算が全て終わってからのクラスタ分析であったが、最適化途中でもクラスタリングは可能である。もし最適化途中にクラスタ分析を行えば、その結果を元に設計者が選好するあるクラスタを成長させるなどの操作や、特定のクラスタの個体同士で交叉を行うことでその翼型形状の進化を早めることなどの発展が可能である。

謝辞

本研究を進めるにあたり、数多くの方々にご助言ならびにご支援を頂きました。ここに深く感謝の意を表します。

本研究の遂行にあたり、九州工業大学 米本浩一教授には、お忙しい中でもセミナーや面談等で、的確なご助言、ご指導をいただきました。また、火星探査航空機という夢のある研究テーマを与えてくださり、その幅広い知識と経験、また応用力で、困難な問題等を解決する糸口を与えていただきました。九州工業大学 松本剛明助教には、研究に対する的確なアドバイスをいただきました。ここに謹んで感謝の意を表します。

本論文をまとめるにあたり、有益なご助言および熱心なご討論を行っていただいた九州工業大学 田中和博教授、梅景俊彦教授、坪井伸幸教授に甚大なる謝意を表します。

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 大山聖准教授には、本研究ならびに火星探査航空機ワーキンググループにおける研究開発で、多くのご助言をいただきました。心より感謝申し上げます。

また、別の大学に移動になった後も多くのアドバイスをいただいた東京理科大学 鳴海智博助教に深く感謝致します。

最後に本研究に関して多くの助言をいただいた宇宙システム研究室の先輩方、同輩後輩、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 藤井研究室の皆様にご心よりお礼申し上げます。

平成 27 年 1 月

佐々木 岳

参考文献

- [1] http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/.
- [2] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1964-077A>.
- [3] <http://science.nasa.gov/missions/viking/>.
- [4] <http://mars.jpl.nasa.gov/mgs/>.
- [5] <http://mars.jpl.nasa.gov/MPF/index1.html>.
- [6] <http://mars.nasa.gov/odyssey/>.
- [7] <http://science.nasa.gov/missions/mars-exploration-rover-spirit/>.
- [8] <http://mars.jpl.nasa.gov/mro/>.
- [9] http://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/main/.
- [10] http://www.nasa.gov/mission_pages/maven/main/.
- [11] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1962-061A>.
- [12] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1971-049A>.
- [13] <https://heasarc.gsfc.nasa.gov/docs/heasarc/missions/phobos1.html>.
- [14] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2011-065A>.
- [15] <http://mars.nasa.gov/express/>.
- [16] <http://rosetta.jpl.nasa.gov/>.
- [17] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=YINGHUO-1>.
- [18] <http://astrobiology.nasa.gov/articles/2014/9/26/indias-mars-orbiter-mission/>.
- [19] <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/nozomi/>.
- [20] <http://marsairplane.larc.nasa.gov/>.
- [21] <http://flab.eng.isas.jaxa.jp/meav/>.
- [22] <http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/ResearchUpdate/Helios/>.
- [23] Lissaman, P.B.S., “Low-Reynolds-number airfoils, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 15, pp.223–239, 1983.
- [24] Sasaki, G., Itakura, K., Kato, E., Ochi, H., Yonemoto, K., Narumi, T., and Matsumoto, T., “PIV Flow Visualization around Three-dimensional Wings in a Variable-pressure Wind Tunnel,” 8th International Conference on Flow Dynamics, Miyagi, Japan, 2011.
- [25] 李家賢一：翼型上に生じる層流剥離泡，日本流体力学会誌，Vol.22，15-22.

- [26] 大山聖, 米本浩一, 竹内伸介, 得竹浩, 永井大樹, 砂田茂, 大槻真嗣: 火星探査飛行機の多目的設計探査, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県松山市, 2011 年.
- [27] Anyoji, M., Nonomura, T., Oyama, A., Fujii, K., Nose, K., Numata, D., Nagai, H., and Asai, K., “Aerodynamic Characteristic of Ishii Airfoil at Low Reynolds Numbers, 8th International Conference on Flow Dynamics,” Miyagi, Japan, 2011.
- [28] 野々村拓, 小嶋亮次, 安養寺正之, 大山聖, 藤井孝藏: LESによる石井翼(Re=23000)の空力特性評価, 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2011, 東京都, 2011.
- [29] 安養寺正之, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 野瀬慶, 沼田 大樹, 永井大樹, 浅井圭介: 低レイノルズ数領域における石井翼の空力特性評価, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県, 2011.
- [30] Shigeoka, S., Ochi, H., Yonemoto, K., Kobayashi, T., Kato, E., Narumi T., and Matsumoto, T., “Variable-pressure Wind Tunnel Test on Low Reynolds Number Aerodynamic Characteristics of Three-dimensional Wings,” 8th International Conference on Flow Dynamics, Miyagi, Japan, 2011.
- [31] 米本 浩一, 竹内 伸介, 佐々木岳: 火星飛行機用超軽量主翼構造の開発, 第58回宇宙科学技術連合講演会, 長崎県, 2014.
- [32] 近藤勝俊, 青野光, 野々村拓, 安養寺正之, 大山聖, Tianshu Liu, 藤井孝藏, 山本誠: LESによるフクロウ翼 (Re=23000) の空力特性評価, 第26回数値流体力学シンポジウム, D07-4, 東京都, 2012.
- [33] 平栗弘貴, 得竹浩: 火星気象での飛行制御, 第58回宇宙科学技術連合講演会, 長崎県, 2014.
- [34] Schmitz, F. W., “Aerodynamics of the Model Airplane Part1 Airfoil Measurements,” NASA-TM-X-60976, 1967.
- [35] Laitone, E.V., “Aerodynamic Lift at Reynolds Numbers below 7×10^4 ,” AIAA Journal, Vol. 34, No.9, pp.1941-1942, 1996.
- [36] Laitone, E.V., “Wind Tunnel Tests of Wings at Reynolds Numbers below 70000, Experiments in Fluids,” Vol. 23, pp.405–409, 1997.
- [37] Mueller, T. J., and Batill, S. M., “Experimental Studies of Separation on a Two-dimensional Airfoil at Low Reynolds Number,” AIAA Journal, Vol.20, No.4, pp.457–463, 1982.

- [38] 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎: 低Re数領域でのNACA0012翼の非線形空力特性, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.55, pp.439-445, 2007.
- [39] 岡本正人, 神馬義貴: 低レイノルズ数における翼の平面形の空力特性の実験的研究. 秋田高専研究紀要第44号, pp.42-50, 2009.
- [40] Tamai, I., Saito, H., Sasaki, G., Matsumoto, T., and Yonemoto, K., “Visualization of Very Low Reynolds Number Flow around Two-dimensional Airfoils in Highly Viscous Fluid Using Hydrogen Bubble Method,” European Fluid Mechanics Conference 10, Denmark, 2014.
- [41] Hua, S., Li, J., and Chaoqun, L., “Direct Numerical Simulation of Flow Separation around a NACA 0012 Airfoil,” Computers & Fluids, Vol.34, pp.1096-1114, 2005.
- [42] 中江雄亮, 本橋龍郎, 小紫誠子, 桑原邦郎: 低レイノルズ数領域におけるNACA0012翼型周りの3次元流れのシミュレーション, 数理解析研究所講究録, 1539巻, pp.157-164, 2007.
- [43] 中江雄亮, 大竹智久, 本橋龍郎: 低レイノルズ数領域における翼の空力特性シミュレーション, 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010, 第42巻, pp.6, 2010.
- [44] 米本浩一, 越智廣志, 高藤圭一郎, 藤江哲, 佐藤喬也: 二次元翼NACA0012の低レイノルズ数クッタ条件違反のメカニズム, 第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 宮城県, 2008.
- [45] Kojima, R., Nonomura, T., Oyama, A., and Fujii K., “Large-Eddy Simulation of Low-Reynolds-Number Flow over Thick and Thin NACA Airfoils,” Journal of Aircraft, Vol.50, pp.187-196, 2013.
- [46] 大山聖, 藤井孝藏: 火星飛行機主翼の空力設計, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 京都府, 2009.
- [47] Kanazaki, M., Yotsuya, T., and Matsushita, K., “Airfoil Design for Mars Aircraft Using Modified PARSEC Geometry Representation,” 8th International Conference on Flow Dynamics, Miyagi, Japan, 2011.
- [48] Jeong, S., Chiba, K., and Obayashi, S., “Data Mining for Aerodynamic Design Space,” Journal of Aerospace Computing, Information and Communication Vol.2, No.11, pp. 452-469, 2005.
- [49] Kohonen, T., “Self-Organizing Maps 2nd Edition,” Springer-Verlag, 1997.

- [50] Deepayan, S., “Multivariate Data Visualization with R,” Springer, 2008.
- [51] Fujii, K., “Developing an Accurate and Efficient Method for Compressible Flow Simulations -Example of CFD in Aeronautics-,” Proceedings of Fifth International Conference on Numerical Ship Hydrodynamics, 1990.
- [52] Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K., and Kuwahara, K., “Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-stokes Computations using the LU-ADI Factorization Algorithm,” AIAA 86-0513, 1986.
- [53] Shima, E., and Jounouchi, T., “Role of CFD in Aeronautical Engineering (No.14) -AUSM Type Upwind Schemes-,” Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, pp.7–12, 1997.
- [54] Leer, B.V., “Towards the Ultimate Conservation Difference Scheme A New Approach to Numerical Convection,” Journal of Computational Physics, Vol.23, No.3, pp.276–299, 1977.
- [55] 藤井孝藏: 有限体積法の最前線－高速気流計算法の最近の動向, 日本計算工学会誌, Vol.3, pp.158-166, 1998.
- [56] Fujii, K., “Efficiency Improvement of Unified Implicit Relaxation/Time Integration Algorithms.” AIAA Journal, Vol.37, No.1, pp.125–128, 1999.
- [57] Chakravarthy, S.R., “Relaxation Methods for Unfactored Implicit Upwind Schemes.” AIAA 22nd Aerospace Science Meeting, 84-0165, USA, 1984.
- [58] 日高秀徳, 安養寺正之, 岡本正人: 低レイノルズ数における舵面を持った翼型の空力特性, 第45回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2013, 東京, 2013.
- [59] Anyoji, M., Ida, S., Nose, K., Numata, D., Nagai, H., and Asai, K. “Characteristics of the Mars Wind Tunnel at Tohoku University in CO₂ Operation Mode,” AIAA 48th Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, USA, 2010.
- [60] Goldberg, D.E., “Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning,” Kluwer Academic Publishers, USA, 1989.
- [61] Holland, J.H., “Adaptation in Natural and Artificial Systems,” University of Michigan Press, 1975.
- [62] Deb, K., “Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms,” John Wiley & Sons Ltd., 2001.

- [63] Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., and Meyarivan, T. "A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm NSGA-II," *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, pp.182–197, 2002.
- [64] 米本浩一, 佐々木岳, 齋藤秀全, 重岡辰太郎, 加藤英二, 牧園享弥, 松崎江陽, 小川洋史, 玉井至, 川添昭人, 古賀丈晴, 松本剛明, 大山聖: 火星探査航空機実現に向けた低レイノルズ数空力研究の取り組み, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 鳥取, 2013.
- [65] Williams, W.T., and Lance, G.N., "Hierarchical Classificatory Methods," *Statistical Methods for Digital Computers*, Chapter 11, John Wiley & Sons Ltd., 1977.
- [66] Jain, A.K., Murty, M.N., and Flynn, P.J., "Data Clustering: A Review," *ACM Computer Surveys*, Vol.31, No.3, 1999.
- [67] 鳥脇純一郎: 認識工学—パターン認識とその応用, コロナ社, 1993.
- [68] 神鷲敏弘, : データマイニング分野のクラスタリング手法 (1) —クラスタリングを使ってみよう! —, *人工知能学会誌*, Vol.18, No.1, pp.59-65, 2003.
- [69] Miyamoto, S., "Introduction to Cluster Analysis: Theory and Application of Fuzzy Clustering," Morikita Publishing, 1999.
- [70] Miyamoto, S., Yonemoto, K., and Matsumoto, T., "Dynamically Distributed Genetic Algorithm and its Application to Diversely Selectable Trajectory Optimization of Winged Rockets," *Transaction JSASS Aerospace Technology Japan*, Vol.12, pp.37-46, 2014.
- [71] Anderberg, M., "Cluster Analysis for Applications," Academic Press, 1973.
- [72] McQueen, J., "Some Methods for Classification and Analysis of Multivariate Observations," *Proceedings of the Fifth Berkeley Symposium on Mathematical Statistics and Probability*, pp.281-297, 1967.
- [73] Sneath, P.H.A., and Sokal, R.R., "Numerical Taxonomy," Freeman, London, UK, 1973.
- [74] King, B. "Step-Wise Clustering Procedures," *Journal of the American Statistical Association*, Vol.62, No.317, pp.86-101, 1967.
- [75] Fung, B.C.M., Wang, K., and Ester, M., "Hierarchical Document Clustering using Frequent Item Sets," *Proceedings of the SIAM International Conference on Data Mining*, USA, 2003.

- [76] Everitt, B.S., Landau, S., and Leese, M., "Cluster Analysis (4th edition)," London Arnold, 2001.
- [77] Ward, J.H.Jr., "Hierarchical Grouping to Optimize an Objective Function," Journal of the American Statistical Association, Vol.58, pp.236-244, 1963.
- [78] Deza, E., and Deza, M.M., "Encyclopedia of Distances," pp.94, Springer, 2009.
- [79] Rousseeuw, M.M., "Silhouettes: A Graphical Aid to the Interpretation and Validation of Cluster Analysis," Journal of Computational and Applied Mathematics, Vol.20, pp.53-65, 1987.
- [80] 廣安知之, 三木光範, 佐野正樹, 谷村勇輔, 濱崎雅弘: 2個体分散遺伝的アルゴリズム, 計測自動制御学会論文集, Vol.38, No.11, pp.990-995, 2002.
- [81] 三木光範, 廣安知之, 中村康範: 遺伝的アルゴリズムの分散並列化に関する研究(踏み石モデルによる分散遺伝的アルゴリズム), 日本機械学会論文集A編, 63巻, 638号, pp.2177-2183, 2000.
- [82] 三木光範, 廣安知之, 中村康範: 遺伝的アルゴリズムの分散並列化に関する研究(ランダム移住モデルによる分散遺伝的アルゴリズム), 日本機械学会論文集A編, 66巻, 645号, pp.972-977, 2000.
- [83] 三木光範, 廣安知之, 金子美華, 畠中一幸: 環境分散型並列遺伝的アルゴリズム, 電子情報通信学会技術研究報告, 人工知能と知識処理 99(96), pp.87-94, 1999.
- [84] Miki, M., Hiroyasu, T., and Mika, K., "A Parallel Genetic Algorithm with Distributed Environmental Scheme." Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics, pp.695-700, 1999.
- [85] 廣安知之, 三木光範, 上浦二郎: 環境分散遺伝的アルゴリズムの多目的最適化問題への適用, 第11回インテリジェント・システム・シンポジウム講演論文集, pp.239-240, 2001.