

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

遷音速二次元翼に対するVortex Generator効果

小池 俊輔, 伊藤 靖, 楠瀬 一洋,
中島 努, 佐藤 衛, 神田 宏, 村山 光宏,
中北 和之, 山本 一臣

2014年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

遷音速二次元翼に対する Vortex Generator 効果*

小池俊輔^{*1}, 伊藤靖^{*2}, 楠瀬一洋^{*1},
中島努^{*1}, 佐藤衛^{*1}, 神田宏^{*1}, 村山光宏^{*2},
中北和之^{*1}, 山本一臣^{*3}

Effect of Vortex Generators on Two-Dimensional Wings in Transonic Flows

Shunsuke KOIKE^{*1}, Yasushi ITO^{*2}, Kazuhiro KUSUNOSE^{*1},
Tutomu NAKAJIMA^{*1}, Mamoru SATO^{*1}, Hiroshi KANDA^{*1},
Mitsuhiro MURAYAMA^{*2}, Kazuyuki NAKAKITA^{*1}, Kazuomi YAMAMOTO^{*3}

概要

本報告書では、2011年から2013年の間にJAXAで行われたVortex Generator (VG)の効果検証のための風洞試験とComputational Fluid Dynamics (CFD)の結果をまとめた。本研究では、遷音速旅客機を対象とした二次元翼にブレイド型VGを設置した際のVGが境界層剥離を抑制する効果 (VG効果)を対象とした。風洞試験によりVGパラメータの効果を調べるとともに、VG効果を、CFDにより精度よく解析する技術獲得に努めた。

風洞試験は、0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞にて行った。まず、NASA SC(2)-0518 二次元翼模型を用い、高さ約 1 mm と非常に小さいVGを翼模型に精度良く設置する技術を中心としたVG試験技術を開発した。その後、この技術を使用し、現在運航中の航空機の翼形状に近いNASA Common Research Model (CRM)の二次元翼模型を用い、VGの各パラメータ (VGの高さ、アスペクト比、間隔、コード方向取り付け位置、取り付け角度)のVG効果に対する影響を評価した。本試験の範囲では、VGの高さと間隔の影響が明瞭にあらわれ、VGの高さが高いほど、また間隔が狭いほど揚力係数は上昇した。

CFDにおいては、VGの創り出す縦渦 (流体の流れ方向に回転軸をもつ渦)の境界層への影響をより正確に捕えた解析を可能とするため、複雑な物体形状に対応しやすい非構造格子を用いつつ、VGとその後流近辺に構造格子的な六面体要素を組み込んだハイブリッド格子生成法を導入した。この開発により、複雑な三次元形状にVGが付いているような場合でもCFD解析が容易になり、また同時に格子要素数を抑えながらもVG効果予測精度を大幅に向上させることが可能になった。二次元風洞試験結果から側壁の影響を完全に除外することは難しいため、CFD計算結果と実験結果の定性的な比較を行った。その結果、同様の傾向を得ることを確認した。

* 平成 26 年 8 月 18 日受付 (Received 18 August, 2014)

*1 航空本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aeronautical Technology)

*2 航空本部 機体システム研究グループ (Aircraft Systems Research Group, Institute of Aeronautical Technology)

*3 航空本部 航空技術実証研究開発室 (Technology Demonstration Research Office, Institute of Aeronautical Technology)

1. 緒言

Vortex Generator (VG) とは、物体の表面に沿い、流体の主流方向に（縦）渦を発生させ、その渦を用いて物体表面に成長している境界層を制御する装置である。VG の後流に発生した渦の作用を利用し、境界層内に境界層外部の健全な流れを取り込むことで境界層を活性化し、剥離しにくい境界層を作ることが目的である。VG を取り付けることで、航空機が安全に飛行できる速度や飛行姿勢の範囲を拡大する効果がある。

主翼は航空機の飛行性能を担う最も重要な要素である。その形状は、巡航時には主翼上面に発生する衝撃波をできるだけ弱くして抵抗を小さくする一方で、効率的に揚力を生み出すようになっている。しかし衝突回避や突風などにより巡航状態よりも迎角が大きくなった場合には、翼周りの衝撃波がより強くなり流れが大きく剥離する可能性がある。このような場合には、揚力分布の変化により急激な機首上げの力が働いて航空機の安定性が悪くなり、さらにバフエットによる強い振動が発生する。VG は境界層内に渦を作り出し、境界層外側の速い気流と境界層内の遅い気流をうまく混ぜることで流れの剥離を防ぎ、このような事態をある程度避けることができる。

VG は既に実用化されている技術であるが、その原理には現在でも不明な点が残っている。それを明らかにすることでより高性能な VG 設計（具体的には、VG 取り付けによる抗力増大を小さく抑えつつ、VG 効果を最大限に引き出すこと）を行える可能性がある。そこで JAXA では 2011 年度から、VG 効果を生み出す物理現象解明と、主翼に VG を最適に取り付ける設計指針を得るために、二次元と三次元での風洞試験と Computational Fluid Dynamics (CFD) 解析を通して VG に関する研究に取り組んでいる。

本報告書はこの研究過程で得られた二次元風洞での風洞試験データを可能な限り多く残すことに主眼を置き、その際に用いた VG 設計手法と CFD の定性的な検証手法について紹介する。以下、第 2 章では VG 理論と VG 設計手順について、また第 3 章で風洞試験について述べる。第 4 章では風洞試験に対応した CFD 解析について述べる。第 5 章は結言である。

VG は長年にわたり有効な境界層制御の手段として使用されて来た。しかし「VG の創り出す縦渦がなぜ境界層の剥離を抑制するのか？」との根本的な質問には、未だに十分に答えられていない。現在 VG を研究中的の方々に、VG 効果に対する各々の異なった観点からこの資料を見直して頂き、VG 効果の新しい物理的解明に少しでも繋がればと願っている。

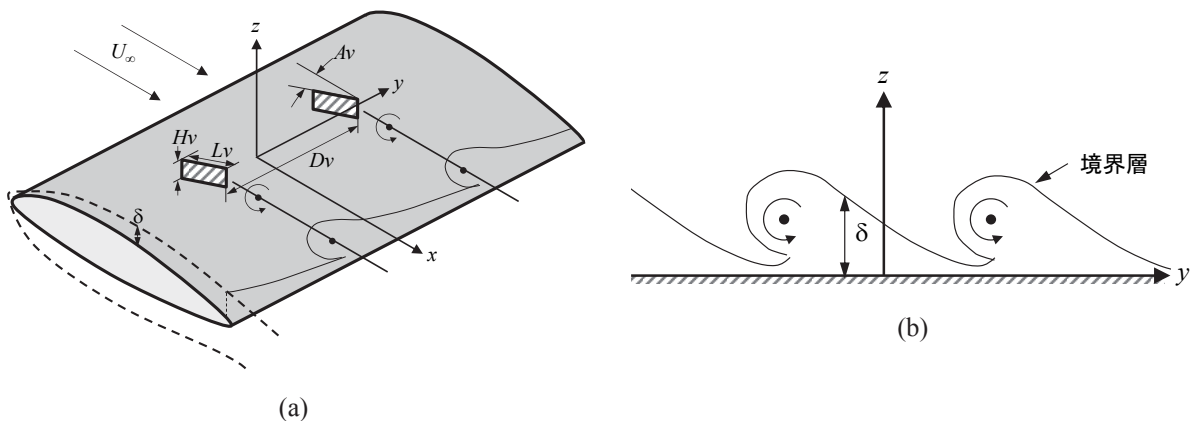


図 1-1. ブレード型 VG の境界層へ及ぼす効果：(a) 翼上面を斜め後方から見た場合 – VG 間隔 D_v , VG 高さ H_v , VG 長さ L_v , VG 取り付け角 A_v , 境界層厚さ δ ; (b) VG 後流 yz 断面の模式図

2. VG 理論と VG 設計の手順

今までに種々のタイプの VG が考案され使われてきた。境界層にジェット気流を吹き付けて渦を作る Jet-type VGs、三次元の突起物を物体表面に取り付けて渦を作る Ramp-shaped VGs、アスペクト比の小さな平板翼形状のものに迎え角を持たせて直接物体表面に貼り付ける Blade-type VGs、翼の前縁を鋸歯状に整形して渦をつくる Sawtooth-type VGs、ナセルチェーンと呼ばれるエンジンナセルの外壁に付いている大きな単独の VG 等、多種多様である。VG 形態の選択に際して大切なことは、それが設計者の目的を満足すると同時に、出来るだけ簡単で壊れにくい構造を持つことである。

以下本文では航空機等で多く用いられている最も単純な Blade-type VGs に焦点を絞り、ブレード型 VG 設計の基本方針をできるだけ VG 理論に関連付けて説明する事にする (図 1-1 参照)。

2.1 ブレード型 VG の役割

2.1.1 境界層の活性化 (VG 高さ、形状、迎え角の決定)

一般に乱流境界層が層流境界層より剥離を抑制することは良く知られている。VG による人為的な境界層 mixing で境界層に新しいエネルギーを与え、乱流境界層よりもより剥離を抑制する人為的な境界層を作ることが VG の主な役割である。VG のこの効果を以下 “Boundary-layer (B.L.) Mixing Effect” と呼ぶことにする。

よって、境界層内外の流体の mixing 効果を最大にするためには、渦の高さは VG 装着場所における境界層厚 δ と同程度であることが望ましい。VG の高さが VG 設置点における境界層厚と比べて、高すぎると主な mixing が境界層の外部で起き、また低すぎると境界層外部の健全な流れを境界層内に十分取り込むことが出来ない。一般的には VG 後流の渦の中心高さは VG 高さの 80% ないし 90% なので (これはブレード型 VG の形状、矩形、三角形、ゴシック形等、により変わる) VG の高さ H_v は δ の 1.5 倍程度が望ましい [1]。

また、期待に添う Mixing Effect を得るためには、VG 後流に強い渦の発生が必要になる。航空機等によく用いられているブレード型 VG は、アスペクト比の小さな平板に迎え角を持たせて物体表面に直接貼り付ける方法である。これは揚力を持つアスペクト比の小さな翼が翼端から後流に強い渦を発生する性質を利用したものである。現在運航中の遷音速旅客機に使用されている VG 形状は基本的には縦横比 L_v/H_v が 4 程度の矩形翼タイプであり、VG の局所 (設置場所での) 流れに対する迎角は 20° 前後である (図 1-1 参照) [1]。

2.1.2 縦渦の整流作用

一般的に境界層剥離は境界層内の一部の流体粒子の主流方向の速度成分が零又は負になることで始まる。ここで縦渦が境界層近くに存在する場合 (H_v と δ が同程度) を考えると、縦渦近傍の流体粒子は境界層内に存在する強い粘性の影響を受けて縦渦に巻き込まれ、図 2-1a に示されるように、流体粒子の流れの方向は縦渦の軸方向 (主流方向) へと強制的に変更させられる (縦渦の整流作用)。

ここで境界層内に存在する粘性の渦運動に与える影響を簡単に説明する。渦軸に垂直な面上での静圧は渦中心で最も低くなる事はよく知られている。またこの面上で運動している流体粒子はその粒子に働く遠心力と静圧がバランスしている限り等

速円運動を続ける事も知られている。しかし図 2-1b で示した様に、渦内の流体粒子が境界層を通過する場合には粘性の影響（壁面が存在するための Non-Slip Condition の影響）を受けてその流体粒子の運動速度は大きく低下する。そのため流体粒子に働く遠心力と静圧のバランスが崩れ、結果的に圧力の低い渦の中心に向かう流れが発生する。つまり縦渦の影響下にある流体粒子は境界層内を通過するたびに渦の中心方向に吸い寄せられ、そして境界層外部の健全な流れと混じり合いながら縦渦の軸方向（主流方向）に流れて行く事になる。

次に、縦渦の近傍に小さな剥離領域が存在し、その剥離領域内の流体粒子の場合を考える事にする。この場合にも上述の議論がそのまま当てはまる事は明らかで、剥離領域の流体粒子は、はじめに境界層内の粘性の影響で渦に巻き込まれ、そして縦渦の主流方向に速度成分が追加される事により整流される。縦渦近傍の剥離は縦渦のこの整流作用で大幅に縮小される事が分かる。本文ではこの縦渦の境界層を吸い込みながら巻込む作用を Boundary-layer (B.L.) Pumping Mechanism と呼ぶことにする。

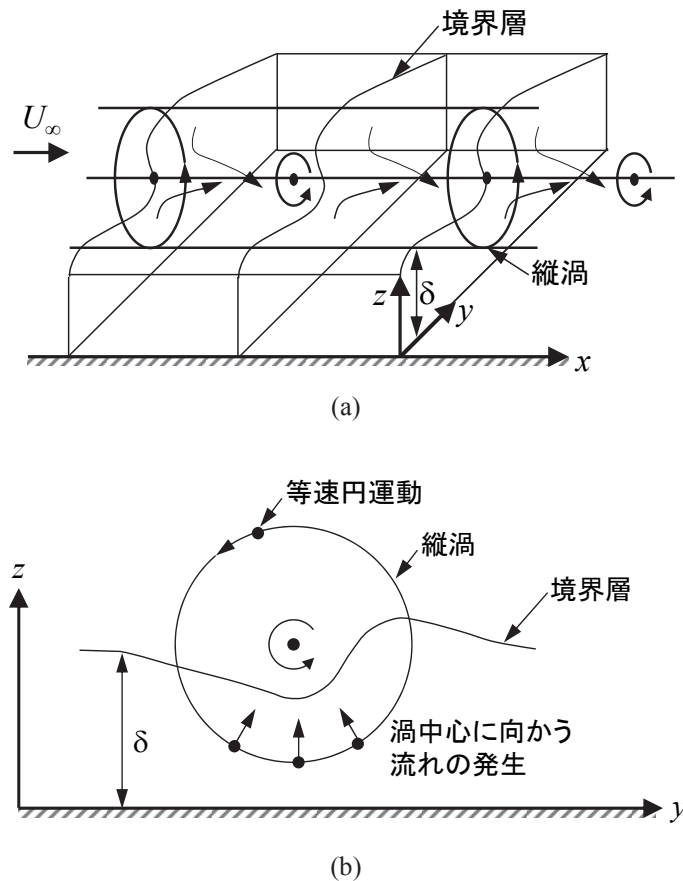


図 2-1. (a) 立て渦の整流作用；(b) 境界層が縦渦に及ぼす影響

2.1.3 境界層の分断及び防御壁効果 (VG 間隔の決定)

VG の作り出す縦渦のもう一つの大きな役割は、境界層を流体の流れ方向に分断し剥離の拡大を妨げることにあると考える。

一般的にVGにより発生した縦渦の影響を受けて渦付近での境界層の形状は大きく変化する。渦の中心高さが境界層厚 δ と同程度の場合には、渦の巻き込み側では外部の健全な流れの取り込みにより境界層の活性化が進むと共に、境界層厚も渦無しの場合に比べて1/3程度に薄くなる。一方、渦の巻き出し側では境界層内のエネルギーを失った流体の放出により境界層厚は渦無しの場合に比べて2倍程度に厚くなる(図1-1参照)。

ここで重要なのは、VGの縦渦に沿って健全でかつ非常に薄い境界層が形成されることである。この部分は、境界層の一部が剥離を起こした時、この剥離の伝搬を妨げる防御壁の役目をすると考えられる。一般に、境界層剥離が起きた場合、剥離は流れ方向のみならず流れに垂直方向(翼面上で言えばスパン方向)にも伝搬し拡大する。ここでもし、非常に薄くかつ健全な(剥離に強い)境界層部分がVGによる縦渦に沿って存在すれば剥離のスパン方向(流れに垂直な方向)への伝搬が著しく阻害され、剥離の急激な発達が抑えられる。これは境界層制御壁(fence or notch) [2] と同等の役目である。

複数のVGの作った防御壁が一定の間隔を置いてスパン方向に並んでいることで、個々に発生した剥離を孤立化させ同時にそれらの剥離の融合拡大を防ぐことになる。火事の延焼を防ぐための防火壁が風の流れ方向に沢山設置されている場合を考えると判りやすい。本文ではVGのこの効果を“Boundary-layer (B.L.) Fire-wall Effect”¹ と呼ぶことにする(図2-2参照)。

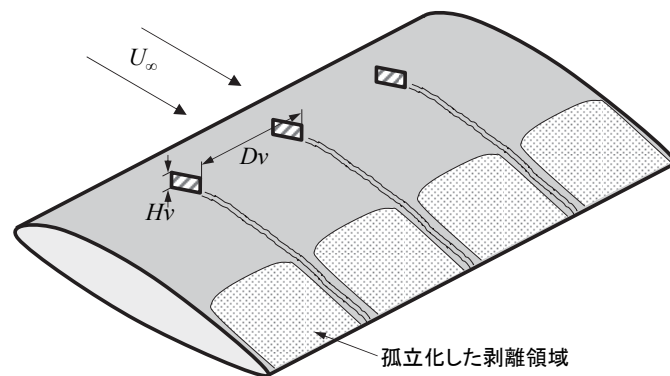


図 2-2. VG 渦による境界層の分断及びその防御壁効果

VG 設置の間隔幅 D_v の決定においては、従来の VG の境界層活性化効果に加えて、防御壁効果も考慮しなければならない。境界層剥離の初期の段階で、スパン方向に対してどの部分でどの大きさの剥離までなら許容できるかも検討したうえで決めるべきである。一般的に、VG の間隔を小さくすれば境界層剥離に対する制御効果は大きくなるが、VG 設置により抵抗が増加することも決して忘れてはならない。

¹ VG の B. L. Mixing Effect は VG 効果の説明に通常広く用いられているものであるが、ここで新しく紹介した縦渦の整流作用、B.L. Pumping Mechanism と Fire-wall Effect は VG 効果の究明のために新しく導入した楠瀬の仮説である。VG の風洞試験、CFD 解析等を通じて VG 効果の理論的な解明を進めて行くうちに、従来の B. L. Mixing Effect だけでは説明のできない部分が多々あり、今回複数の仮説を追加した。VG が境界層制御の手段としては大変有効であることは周知の事実であるが、理論的な解明はまだ十分でないと思われる。これを機会に VG の理論が活発化し説得力のある新しい理論が生まれることを切に願っている。

2.2 VG の作る縦渦の回転の方向性

今後の議論を明確化するために VG の作る縦渦の回転方向を以下のように定義する。渦の後流側から上流側を眺めた時に渦の回転方向が時計回りの場合を正として、反時計回りを負とする。

2.2.1 二次元翼につけた VG の場合

独立した一個の VG の作り出す渦の場合を考えると渦の回転方向の違いは上述の縦渦の境界層に与える効果、B. L. Mixing-Effect, Fire-wall Effect 等には影響を与えない。また同一の回転方向を持った VG が二次元翼上スパン方向に一直列に並んでいる場合 (Co-rotating VGs) にも、渦の方向の違いは VG 効果に影響を与えない。ただし回転方向の違う渦が一对のペアをなし (ハの字型をした VG ペア) がスパン方向に一直列に並んでいる場合 (Counter-rotating VGs) (図 2-3 参照) では、渦間の干渉により渦の中心位置が流れとともに急激に変化し、後流渦の境界層に与える影響は Co-rotating VGs の場合に比べ大きく変わるので注意されたい [3-5]。

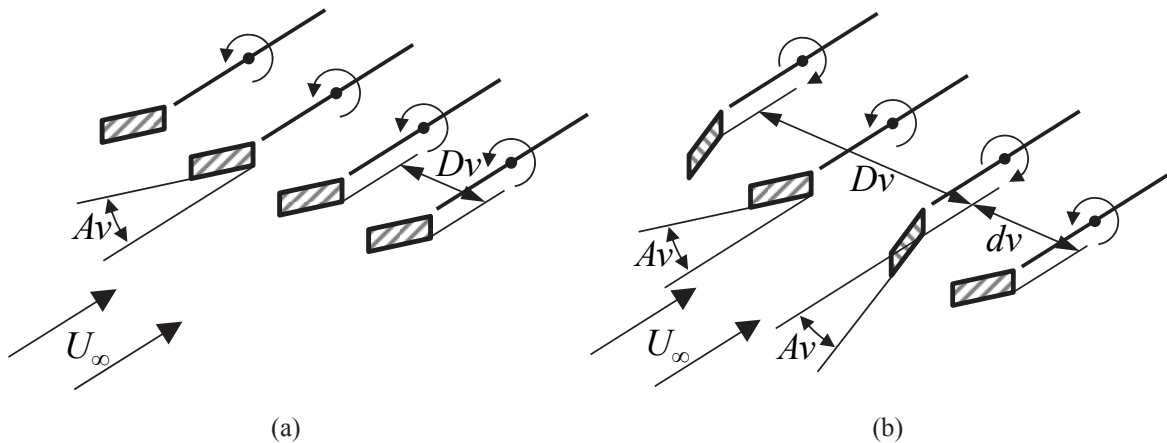


図 2-3. Vortex Generator の基本的配列 : (a) Co-rotating VGs; (b) Counter-rotating VGs

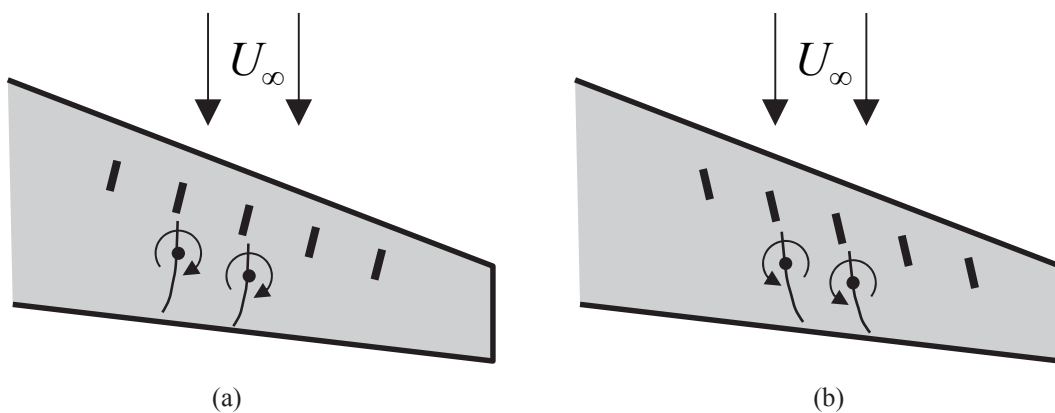


図 2-4. 後退角を持つ翼上面での VG 配置 : (a) Toe-out VGs; (b) Toe-in VGs

2.2.2 三次元翼につけた VG の場合

三次元翼に VG を装着する場合には、渦の回転方向には特別な注意が必要となる。特に遷音速旅客機の主翼のように翼が後退角を持つ場合には、VG 渦の回転方向が(揚力を持つ)翼上面の境界層剥離に大きな影響を与えるからである。後退角を持った右翼(飛行方向に向かって右側の主翼)に Co-rotating VGs を装着する場合を考えることにする(図 2-4 参照)。図 2-4 に示されているような一般に正の回転方向(時計回り)を持つ渦を作り出す Co-rotating VGs を Toe-out VGs と呼び、反対に負の回転方向の渦を作り出すものを Toe-in VGs と呼ぶ。

Toe-out VGs の作る後流渦には、次の二つの効果があると考えられる。一つ目として、VG の縦渦(とその鏡面渦)の作る誘起速度が翼上面後縁付近の翼端方向への流れ(揚力を持つ後退翼特有の剥離を促す流れ)を妨げる境界層制御壁 [2] と同等の効果である。次に、VG の小さな正の渦群が主翼の作る強い(負の)翼端渦(trailing vortex)を弱体化し主翼の揚力流の後流への流出を妨げる効果である。これらは二次元翼には存在しない後退角を持った三次元翼特有の VG 効果である。

Toe-in VGs の場合は反対に、負の方向を持つ渦群は主翼後流の翼端方向への流れを助長すると同時に、主翼の揚力流出も増加させる。場合によってはこれらのマイナスの効果が VG 渦自体の有益な効果、B. L. Mixing Effect, B. L. Fire-wall Effect 等よりも強くなり、翼上面に小さな剥離が起きた時にその剥離を助長する可能性もある。現在運航中の遷音速旅客機には Toe-out VGs は装着されているが、Toe-in VGs と Counter-rotating VGs は使われてない事にも注目されたい。

2.3 VG 設置位置

VG の設置位置は制御したい境界層剥離の場所により決定される。説明を分かりやすくする為の一例として、遷音速旅客機の巡航状態(設計点)付近で起こる主翼上面での衝撃波剥離の制御を考えることにする。まず VG 無しの場合での、予想されるマッハ数、迎え角等の変動のために起こる翼面上の全ての剥離分布を詳細に調べた後、VG の位置つまり翼弦上での位置、スパン方向の位置、VG の間隔(D_v)を決めなければならない。

基本的には VG 位置は常に制御したい剥離の上流側になければならない。次に出来れば、VG の位置は VG をつける場所の流れが加速される領域(例えば遷音速旅客機の翼上面の流れで言えば、前縁から衝撃波までの領域)にあることが望ましい。流れの減速域に VG を設置すると、VG 自体の作り出す減速流域(もちろん VG により加速される領域もある)が元の流れに影響して VG の減速域側に新しい剥離を誘発する事もある。また同様な理由により、VG 設置位置が剥離を起こした場所に近すぎると、剥離が VG 位置まで飛び移り剥離領域を拡大することもあるので注意を要する。大まかな目安として、VG と剥離位置の間隔は少なくとも VG 高さ(H_v)の 10 倍程度は欲しい。しかし、VG 位置が剥離領域から離れ過ぎても、今度は(剥離位置での)VG の渦自体が弱まり VG 効果も低下するのでこれにもまた注意する必要がある。

2.4 VG 装着に関する一般的な注意

VG 効果は流体のヒステリシスにも影響される。初期の(小規模な)剥離を VG で抑え込むことが出来ればその後のマッハ数、迎え角等の小さな変化に伴う剥離の拡大も防ぐことが可能である。また逆に、一旦大きく剥離した流れをパイロットの操舵等により回復する場合にも、VG のヒステリシスへの影響の可能性を考慮してお

かなくてはならない。航空機の安全運航のためにも風洞試験、CFD 検証等で必ずヒステリシスの実態を事前に確認しておく必要がある。また注意しなくてはならないことは、VG の数を増やせば一般的に剥離の制御範囲が拡大するが、VG 設置による抵抗も増大する。但し、VG を多く着け過ぎても VG 間隔 D_v が狭くなり過ぎ、今度は VG 群自体が流れを阻害して剥離を誘発することになる。また VG は剥離発生時の小規模な境界層剥離に対する対策としては非常に有効であるが、大規模剥離には対処できない事もしっかり頭に入れておかねばならない。VG の数は常に必要最小限に留める努力が大切である。

2.5 まとめ

VG の利用は航空機の設計点以外 (off-design conditions) の空力修正のみならず設計点付近での小さな空力修正にも用いられる。たとえば (設計段階で予期できなかったような) 巡航時での機体表面上の小さな剥離等は VG を装着することで比較的簡単に (ある程度までなら) 防ぐことができる。また、VG 設置による抵抗増加分が剥離域縮小によって生じた抵抗減少分とバランスして、結果的には大きな抵抗値の増加も無く空力性能の向上 (例えば、主翼の揚抗比の増加等) が得られる事もある。VG の装着はいかにも設計者の不手際を象徴し、それを繕う悪い手法だと思われがちだが、VG 自体は優れた境界層制御装置であることを決して忘れてはならない。今後 VG の創り出す縦渦の境界層に及ぼす影響についての理論的解明がさらに進み、空力設計の初期段階から VG を積極的に組み入れるようになれば、より効率の高い航空機の出現も可能になると思われる。

3. 風洞試験

2章で述べた通り、VGは、物体の表面に沿って流体の流れ方向に回転軸を持つ渦(縦渦)を発生させ、その渦を用いて物体表面に成長している境界層を制御する装置である。縦渦を用いて境界層外の気流を境界層内に引き込むことにより剥離しにくい境界層を形成し、剥離に伴う揚力の急低下を防ぐ。

本研究では、遷音速領域を飛行する旅客機の主翼前縁に設置するVGを対象とする。このようなVGは、主翼の剥離に伴う衝撃波振動の発生を抑制する効果があるため多くの旅客機で使用されているが、未だにその効果のメカニズムには不明な点も多い。VGの高さ、長さ、設置位置、設置間隔等のパラメータの設定は多くの場合経験に依存している。特に、日本国内においては、VGに関する風洞試験技術やCFD等の解析技術は未確立である。

そこで本研究では、(1) 遷音速域におけるVG試験および計測技術の構築、(2) VGの基本パラメータの影響調査、(3) CFD解析結果の検証用データの取得の3点を目的として、JAXA 0.8m × 0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞(JTWT2)にて二次元翼を用いた風洞試験を行った。

本章では、JTWT2において行った2回の風洞試験について報告する。1回目の風洞試験では、JTWT2所有のNASA SC(2)-0518 [6]の既存二次元翼によりVGの風洞試験技術を開発した。またVGの高さと間隔についても調査した。本章前半の3.1節では、この1回目の風洞試験について報告する。JTWT2での2回目の試験では、SC(2)-0518よりも現在運航中の旅客機の翼型に近い形状であるNASA Common Research Model (NASA CRM)の二次元翼模型 [7]を用い、VGの複数のパラメータについて調査した。本章後半の3.2節では、この2回目の風洞試験結果について報告する。

JTWT2での2回の風洞試験によって、圧力分布、シュリーレン、オイルフローといった多くの貴重なデータを取得できた。本文では、それらの中から特に重要なものを抜粋して報告する。それ以外の一連のデータについては巻末に付録としてまとめた。本文とあわせてご覧いただければ幸いである。

3.1 SC(2)-0518 二次元翼によるVG試験技術の開発

3.1.1 記号

- AoA : 二次元翼の迎角
- AR : VGアスペクト比 ($AR=L_v/H_v$)
- A_v : Vortex Generator (VG)の取り付け角 (図 3-7 参照)
- C : 二次元翼模型コード長
- C_C : 軸力係数
- C_D : 抗力係数
- C_D' : 後流計測における抗力係数の被積分項
- $C_{d_{press}}$: 圧力抗力係数
- C_L : 揚力係数
- C_M : 1/4コード位置まわりのピッチングモーメント係数
- C_{M0} : 前縁まわりのピッチングモーメント係数
- C_N : 垂直力係数
- C_p : 圧力係数
- Dv : 隣り合うVG間の距離 (図 3-7 参照)

H_v	: VG の高さ (図 3-7 参照)
i	: 二次元翼壁面圧力孔の番号
j	: 後流計測の測定位置番号
l_s	: 翼スパン長
L_v	: VG の長さ (図 3-7 参照)
M	: Mach 数
n_i	: 空力係数導出に使用する壁面圧力孔の総数
n_j	: 後流計測の抗力係数の計算に使用する測定点数
P	: 圧力 (翼上面静圧孔圧力)
P_∞	: 一様流静圧
P_{01}	: 一様流の平均総圧 (試験部上流のよどみ部で計測)
P_{0w}	: 後流計測測定位置における総圧 (後流計測位置の総圧プローブにて計測)
P_1	: 一様流の平均静圧 (プレナム内静圧)
P_w	: 後流計測測定位置における静圧 (後流計測位置の静圧プローブにて計測)
q_∞	: 一様流動圧
Re	: Reynolds 数
X	: コード方向の機体軸座標 (図 3-3 参照)
X_v	: VG のコード方向取り付け位置 (図 3-7 参照)
Y	: スパン方向の機体軸座標 (図 3-3 参照)
Z	: 高さ方向の機体軸座標 (図 3-3 参照)
γ	: 風洞作動気体比熱比

3.1.2 SC(2)-0518 二次元翼風洞試験の目的

本風洞試験においては、(1) 遷音速域における VG 試験および計測技術の構築、(2) VG の基本パラメータの影響調査、(3) CFD 検証用データの取得の 3 点を目的として、JAXA 0.8m × 0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞にて SC(2)-0518 二次元翼を用いて風洞試験を行った。本試験では、VG を模擬した試験パーツの設置方法や VG の形成する流れ場を観察する可視化技術の獲得を中心に行った。本章では、これらの試験技術および計測技術とその問題点とともに、VG の高さおよび間隔効果について調べた結果を示す。

3.1.3 試験方法

3.1.3.1 風洞および気流条件

実験は、図 3-1 に示す JAXA 0.8m × 0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞 (JTWT2) にて行った。試験時の写真を図 3-2 に示す。本風洞は、高圧吹き出し式の遷音速風洞である。測定部は 0.8m × 0.45m の矩形形状であり、上下壁にはスリット形状の開口部を有する。本風洞は、1995 年から 1998 年にかけて測定部のサイズ変更を含む大改修を行っている。本風洞試験では、この大改修により整備された測定部および計測系を使用した。風洞および試験装置の詳細は文献 [8, 9] を参照されたい。

一様流の設定 Mach 数は 0.7 を、設定 Reynolds 数は 5×10^6 を基準とした。なお、Reynolds 数の代表長は二次元翼模型のコード長 C である。Reynolds 数効果を調べるために設定 Mach 数 0.7 において、設定 Reynolds 数が 10×10^6 での計測も行った。

模型は両端で支持し、翼近傍での流れ場の二次元性を確保するために側壁境界

層の吸い込みを行った。測定部上流の2対の側壁を焼結金網(レジメッシュ)とし、模型上流の側壁上の境界層を相対的な圧力差により吸い出した。淀み圧の低い Reynolds 数 5×10^6 のケースでは、相対的な圧力差が小さくなるため、吸い出し量を稼ぐためにエジェクタを作動させ側壁境界層を吸い出した。エジェクタ作動時の上流および下流側壁境界層吸取り弁の開度はいずれも75%とした。なお、レジメッシュよりも多孔壁を使用する方が境界層の吸い込み効果は大きい、測定部における Mach 数分布に大きな影響を与えるため、本試験ではレジメッシュを使用した[10]。上記条件での試験時間は、Reynolds 数が 5×10^6 の条件で約60秒、 10×10^6 の条件で約40秒であった。日程を含む時系列の試験条件表を Appendix (A) として示す。

3.1.3.2 SC(2)-0518 二次元翼模型

本風洞試験では、NASA SC(2)-0518 翼型の二次元翼模型を使用した。本翼型はスーパークリティカル翼型である。コード長は200mm、スパン長は450mm、主要部の材質はクロムモリブデン鋼(SCM435)である。圧力孔は上面に3列、下面に1列の計80点である。翼型形状および圧力孔の位置情報を図3-4と図3-5および表3-1に示す。

乱流境界層を模擬するため、翼上下面の $X/C = 10\%$ にディスクラフネスを設置した。ラフネス高さは、文献[11]に従い、Mach 数0.7、Reynolds 数 5×10^6 条件において、翼上面を二次元平板と仮定して見積もった。ラフネス高さを代表長とする遷移 Reynolds 数を600とする時、ラフネス高さは $55\mu\text{m}$ であった。確実に遷移させるために、やや高めの高さ $79\mu\text{m}$ のディスクラフネス(CAD-CUT社製 Trip Dots, 3.1 mil Silver matte, 直径0.05 inch, 間隔0.1 inch)を設置した。

本試験で使用した二次元翼模型は、過去にJTWT2において風洞試験は行われておらず、基礎特性のデータがなかった。そのため、本試験において二次元翼模型単体の Mach 数および Reynolds 数の影響も調べた。この結果については Appendix(B) に示す。

3.1.3.3 VG 及び VG 試験パラメータ

VGは矩形翼であり、接着部を含めた断面はL字形状である。図3-6にVGパーツ(サンテクノロジー社製)を寸法検査表とともに示す。VGは厚さ0.1mmのステンレス材を専用治具により曲げ、その後、切削する方法で製作した。製作後の検査において、VGの高さが、図3-6の検査表の範囲であることを確認した。

VGの高さや設置間隔に関するパラメータを図3-7に示す。本風洞試験におけるVGの高さ H_v は1.2mmまたは2.4mmであり、VGの長さ L_v はいずれも H_v の4倍である。VGの設置位置 X_v はコード方向の翼前縁からの距離であり、 $X_v/C=20\%$ とした。全面乱流を仮定したCFDによると、VG設置位置である $X/C=20\%$ での99%速度境界層厚さ δ は約0.8mmである。この計算結果に基づくと、VGの高さは99%速度境界層厚さ δ の約1.5倍である。すなわち $H_v=1.2\text{mm}$ の条件は、VGで形成する縦渦が境界層と主流の境目に存在する条件である。図3-7に示すように、VGの取り付け角 A_v は、翼前縁に垂直な方向に対して 20° とした。隣り合うVG間の距離 D_v は、VGの高さ H_v を基準として、 D_v/H_v が10, 20, 40の3条件とした。試験時には、間隔 D_v が密な条件から試験を行い、VGを間引くことで間隔が広い条件の形態に変更した。VGの設置位置を、図3-7のVG角部の○で囲まれた座標として表3-2に示す。表3-3に各気流条件におけるVGパラメータの試験条件を示す。なお、圧力孔とVGの位置関係は図3-5の通りである。図3-5の上から2段目の配置である $D_v=24\text{mm}$ かつ $H_v=2.4\text{mm}$ では、 $X=45\text{mm}$, $Y=-22\text{mm}$ の圧力孔とVGが干渉した。よって、この条件については、該当する圧力孔のデータを除去した。

3.1.3.4 風洞試験における VG の取り付け方法

VG の設置は、風洞試験の時間的制約から風路内で行った。幅 450mm の狭い風路内で正確に VG を設置するために、VG の設置には図 3-8 に示す専用治具を使用した。専用治具はコの字形状をしたパーツ A と楕円形状をしたパーツ B からなる。パーツ A および B は図 3-8 と図 3-9 の写真に示すように設置した。パーツ A のケガキ線と模型の圧力孔を重ねることでパーツ A の模型に対する位置合わせを行った。なお、パーツ A には翼型前縁と設置する位置に磁石が埋め込まれており磁性材料の模型に吸着する。楕円のパーツ B のコード位置とスパン方向位置は、このパーツ A によって固定される。パーツ B には、VG の設置角度である 20° で溝を切っており、溝部の端面に VG を押しあてて接着することで所定の位置に所定の角度で VG を設置することができる。

本実験においては、VG の間隔効果を調べるために VG を試験条件ごとに間引く必要があった。さらに複数回 VG を取り換える必要もあった。このような条件を満たすため、VG の固定には 2 液反応型アクリル系接着剤であるスカイロック RD57G (日化精工株式会社製) とスカイロック VA-05 プライマー (日化精工株式会社製) を使用した。本接着剤の物性を表 3-4 に、写真を図 3-10 に示す。本接着剤は、半導体インゴットのスライス工程などに使用されるアクリル系仮止め接着剤であり、温水または加熱により剥離することが可能である。接着面に黄色透明かつ揮発性の VA-05 プライマーを塗布し乾燥させ、その後、黄色ペースト状の RD-57G をその接着面に塗布し対象物に圧着させることで接着が可能となる。本製品に関する技術文書 [12] によると、理想的な接着層厚さは $10\mu\text{m}$ から $50\mu\text{m}$ であり、この場合の接着力は $22.5\text{N}/\text{mm}^2$ である。なお、雰囲気温度が 10°C を下回るような低温環境下では硬化時間が延びる。接着時の雰囲気温度は 20°C 前後が望ましい。

試験時には、風路外で全ての VG パーツに VA-05 プライマーを塗布し乾燥させ、風路内で RD-57G を塗布し、前述の専用治具を用いて翼模型に接着した。VG を接着した様子を図 3-11 に示す。本方法で設置した VG パーツは、Mach 数 0.70, Reynolds 数 5×10^6 および 10×10^6 , 風洞設定総圧で 196kPa および 392kPa 条件において剥離することはなかった。

VG を間引く際、または交換する際には、約 90°C の温水により VG を剥離した。VG パーツ周辺にシールテープにより堤防を築き、熱湯を注いだ綿棒を押し当て、数十秒経過後に爪楊枝または割り箸を使用して剥離した。翼模型側の接着面は熱湯により洗浄した。同一箇所に対する再接着時も、試験において不都合となるような接着力の低下はなかった。上述のように本接着剤は水を使わずに加熱のみで剥離することも可能であるが、約 170°C を要する加熱剥離では模型表面温度の過度な上昇による模型の腐食や変形が危惧されたため、温水による剥離方法を採用した。

3.1.4 計測方法

3.1.4.1 圧力計測系と空力係数

圧力計測および空力係数の算出には、風洞常設の圧力計測系および処理系を使用した。主な計測対象は、模型表面圧力孔、測定部上下壁静圧レーン、後流トラバース装置に設置されたプローブ (静圧 1 点、総圧 3 点) である。圧力計測系の詳細については、文献 [8, 13] を参照されたい。図 3-12 に文献 [13] より抜粋した圧力計測系の概要図を示す。

模型表面圧力孔の計測には、走査式圧力計測器、スキャニバルブ 48D8 型 (Scanivalve 社製) と PDCR23 (50 PSI, Scanivalve 社製) を使用した。上下壁に設置した静圧レールの計測には、スキャニバルブ 48D8 型 (Scanivalve 社製) と PDCR23 (15 PSI, Scanivalve 社製) を使用した。ポート切り替え後の圧力の応答時間を考慮し、ポート切り替え後 120ms 経過した後に圧力を計測した。サンプリング周期は 1ms であり、各ポートにつき 20 回計測、合計 20ms 計測し、それらの平均値を計測値とした。いくつかの試験条件については、再現性を確認するために、複数回の計測を行った。圧力係数 C_p の正確度は 0.01 未満であり、再現性を考慮した複数回の計測結果より得られた精密度は衝撃波近傍を除く領域では 0.02 程度、衝撃波の極近傍とその振動領域の数点では 0.2 程度であった。両者を考慮した不確かさ (95% 包括) は、衝撃波を除く領域で 0.02 程度、衝撃波振動領域で最大で 0.2 程度である。

後流計測では、二次元翼模型後縁から 405mm の位置 (シュリーレン窓中心より 500mm の位置) でトラバース装置に固定された楕型プローブにて静圧および総圧を計測した。静圧プローブは、風洞中心に対して左舷側に 25mm の位置であり、これと対になる総圧プローブは、風洞中心に対して右舷側に 25mm の位置である。3 本の総圧プローブは 50mm 間隔で設置されている。トラバース装置が上下に移動することにより、模型後流の上下方向の静圧および総圧を計測できる。後流トラバース装置の静圧計測には、PDCR22 (50 PSI, Scanivalve 社製) を、総圧計測には、ZOC17 (8PX Muxless 30PSI, Scanivalve 社製) を使用した。

上記の圧力計測結果より、翼面上の圧力係数 C_p 、揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、圧力抗力係数 C_{Dpress} 、1/4 コード長廻りピッチングモーメント係数 C_M を求めた。 C_L 、 C_{Dpress} 、 C_M は、翼面上の圧力計測値に基づき求めた。抗力係数 C_D は、後流トラバース装置による後流静圧 P_w およびそれと対となる後流総圧 P_{ow} の計測結果に基づき求めた。圧力係数および諸空力係数の算出式は、以下のとおりである [13]。

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \gamma P_\infty M_\infty^2} \quad (3-1)$$

$$C_L = C_N \cos(\text{AoA}) - C_C \sin(\text{AoA}) \quad (3-2)$$

$$C_{Dpress} = C_N \sin(\text{AoA}) - C_C \cos(\text{AoA}) \quad (3-3)$$

$$C_M = 0.25C_N + C_{M0} \quad (3-4)$$

(3-2)-(3-4) 式中の垂直力係数 C_N 、軸力係数 C_C 、前縁周りのピッチングモーメント係数 C_{M0} は、以下のとおりである。

$$C_N = \frac{-1}{2C} \sum_{i=1}^{n_i} [C_p(i+1) + C_p(i)] \times [X(i+1) - X(i)] \quad (3-5)$$

$$C_C = \frac{-1}{2C} \sum_{i=1}^{n_i} [C_p(i+1) + C_p(i)] \times [Z(i+1) - Z(i)] \quad (3-6)$$

$$C_{M0} = \frac{-1}{2C^2} \sum_{i=1}^{n_i} [C_p(i+1)X(i+1) + C_p(i)X(i)] \times [X(i+1) - X(i)] \\ + \frac{-1}{2C^2} \sum_{i=1}^{n_i} [C_p(i+1)Z(i+1) + C_p(i)Z(i)] \times [Z(i+1) - Z(i)] \quad (3-7)$$

ここで、 i は圧力孔を前縁→上面→後縁→下面→前縁の順で並べた際の番号である。本試験では、表 3-1 の Port No. 1-40, Port No. 77-80 の総点数 $n_i=44$ 点を、1 → 40, 80 → 77 の順に並べ替えて計算する。また、式 (3-5)-(3-7) の n_{i+1} の C_p, X, Z は $i=1$ に当たる前縁の圧力孔の値を使用する。抗力係数 C_D は後流の計測値を使用した後流積分により次式のように求める。

$$C_D = \frac{-1}{2C} \sum_{j=1}^{n_i} [C_D'(j+1) + C_D'(j)] \times [Z(j+1) - Z(j)] \quad (3-8)$$

$$C_D'(j) = 2 \left(\frac{P_w(j)}{P_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \left(\frac{P_{0w}(j)}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \times \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{P_w(j)}{P_{0w}(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \times \left\{ 1 - \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{P_1}{P_{0w}(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \right\} \quad (3-9)$$

ここで、 j は後流計測における計測位置であり、上→下の順で番号付けされる。

上下壁干渉の影響を考慮するために、沢田の方法 [14] に基づき Mach 数、迎角、空力係数に対して補正を施した。圧力係数 C_p は、補正後の Mach 数および一様流静圧を使用して補正圧力係数を求めた [9]。なお、側壁干渉の補正は行っていない。

算出方法から明らかなように本試験の C_D 以外の空力係数は圧力孔列の存在する断面での値である。抗力係数 C_D は、後流のスパン方向に異なる位置で計測した静圧と総圧を用いて求めたものである。VG なしの形態では、同一コード位置での圧力係数のスパン方向の差異は微小であり、上記のように算出された空力係数は二次元翼模型にかかる空気力を表す指標として妥当である。しかしながら VG を設置した場合は、同一コード位置であっても、圧力係数はスパン方向に分布をもつ。そのため、算出される空力係数はあくまでも圧力孔列の断面に対する値である。 C_D については、2つの位置の計測値による複合的な値であり、物理的な意味は曖昧である。そのため、結果においては、VG の効果を明瞭に表す C_L のみを示す。物理的な意味が曖昧である C_D 等は参考値として Appendix(B) および (E) に示す。

3.1.4.2 シュリーレン系

模型上面の衝撃波および剥離の定性的状態を可視化する為に、風洞常設のカラーシュリーレン系を使用した。本シュリーレン系の凹面鏡の直径は 300mm, 曲率半径は 5000mm である。光源には連続光であるキセノンランプを使用した。画像はビデオカメラ AF105 (Panasonic 社製) にて 1920 x 1080 x 60i (HA モード) にて取得した。保存に際し、AVCHD 方式で圧縮した。

風洞のプレナム内部は高圧となる。計測部以外を大気圧条件とするために、シュリーレン窓ガラスを設置した片側大気圧開放となる円筒部をプレナム内部に差し込み、シュリーレン画像を撮影した。シュリーレン写真は、圧力計測、オイルフロー計測、感圧塗料計測時にリアルタイムでモニタに映し出し、試験の異常検知、翼上面に形成される衝撃波振動の観察に利用した。

3.1.4.3 オイルフロー

模型表面の流れの可視化はオイルフロー法により行った。使用したオイルの組成は、流動パラフィン 60cc, 二酸化チタン 20g, オレイン酸 2 から 3 滴である。顔料が白色

のため、オイルが残っている部分は白色となる。図 3-13 に風洞始動前のオイルを塗布された模型の様子を示す。図 3-13 に示すように、オイルフローのパターンと模型上のコード位置との対応をとるために、両翼端部のコード方向の $X/C=30, 40, 45, 50, 60, 70, 80, 90\%$ 位置にマーカーおよび黒マジックにより印を付けた。撮影時は、シュリーレン窓より斜光照明を当て、オイルフローのパターンを明瞭にするように努めた。

フローパターンは、気流整定後数秒程度で形成される。本風洞試験では、1 ランで 2 迎角とし、各迎角時のフローパターンをビデオカメラ AG-HCK10G+AG-HMR10 (Panasonic 社製) にて取得した。また、風洞停止時は、模型姿勢角を迎角 0° には戻さず、2 番目の設定迎角のままとした。風洞停止後に模型の下流からフローパターンの写真撮影を行った。風洞停止後に撮影したフローパターンの写真は、風洞停止時の気流の影響を受けているが、試験中に撮影した動画との比較より、フローパターンの特徴は大きく変化していないことを確認している。

3.1.4.4 感圧塗料 (PSP) 計測系

PSP 計測の色素には、PtTFPP (Pt(II) meso-tetrakis (pentafluorophenyl) porphine) を使用した。高酸素透過性ポリマーは、poly(HFIPM) (poly (isobutyl-co-1,1,1,3,3,3-hexafluoroisopropyl methacrylate)) [16] である。VG の取り換えを考慮して、PSP の塗装は、VG 設置位置からわずかに下流の $X/C=25\%$ 位置から後縁までとした。図 3-14 に、感圧塗料を塗装した二次元翼模型の写真を示す。光源には、2 台のキセノンランプにフィルタを設置して使用した。プレナム天井部から計測部上壁に常設されている光ファイバを使用して、模型上方の 2 か所から模型上面の PSP 面に向けて照射した。図 3-15 に風洞天井部に設置したキセノンランプを示す。撮影には、CCD カメラを使用した。風洞プレナム内部は高圧となるため、ピントずれやカメラを破損するおそれがある。本計測においては、耐圧ハウジング内に PSP 撮影用のカメラを固定し計測部上方に設置した。図 3-16 左図に PSP 計測用のカメラを固定した耐圧ハウジングとその固定の様子を示す。カメラは耐圧ハウジングに内装した後は、ピント調整ができなくなる。そこで、図 3-16 右図のように、耐圧ハウジング内に挿入する前に、カメラの面角およびレンズのピント調整を行い、ピントリングを固定した。PSP 計測のために、計測窓と干渉する静圧レールの一部は取り外した。静圧レールの有無の影響が心配されたが、この影響は微小なもので本試験においては無視しても差し支えないものであった。Appendix (C) に静圧レールの影響については示す。なお、PSP の塗装により生じる段差は、翼上面に本来は存在しない衝撃波を形成し流れ場を大きく変化させた。これは計測上大きな問題であり、この影響については、PSP の測定結果とともに詳しく述べる。

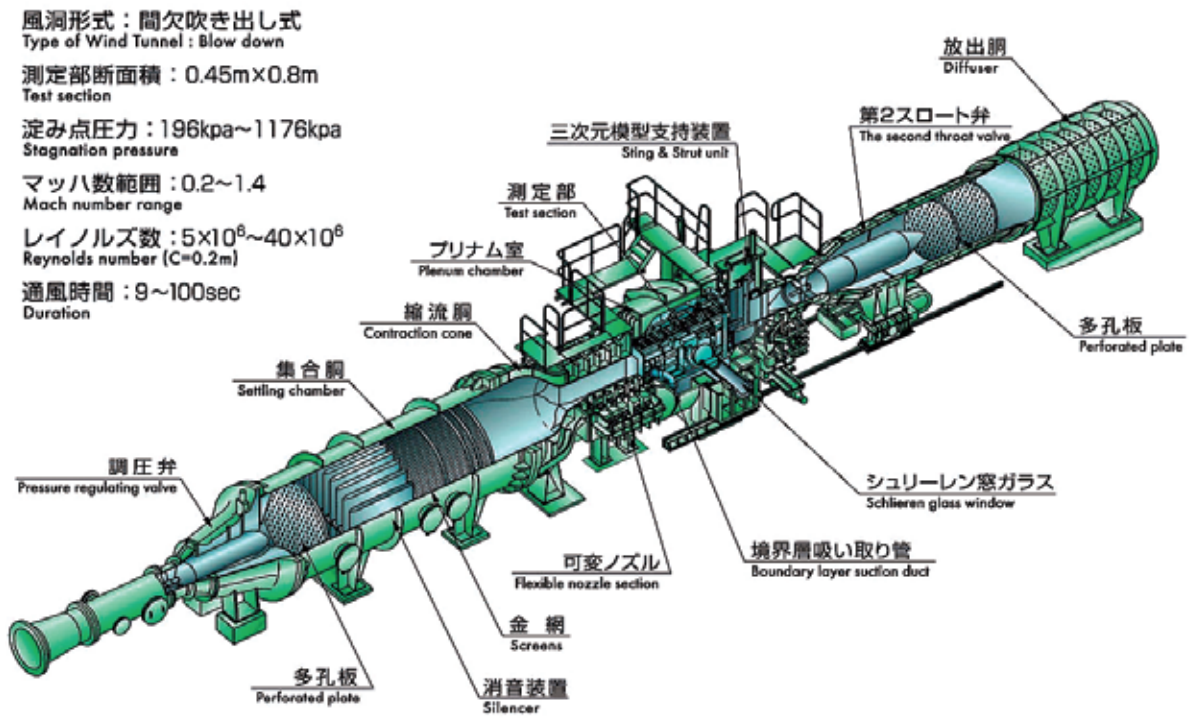


図 3-1 JAXA0.8m × 0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞

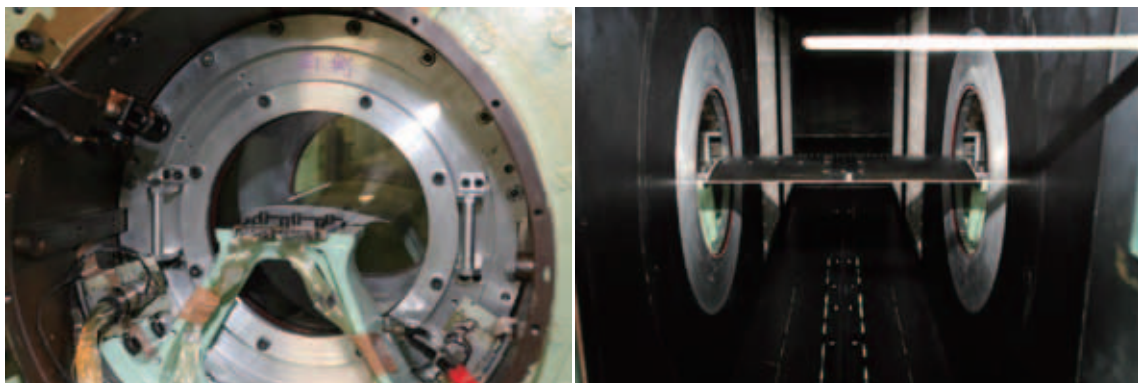


図 3-2 試験時の写真

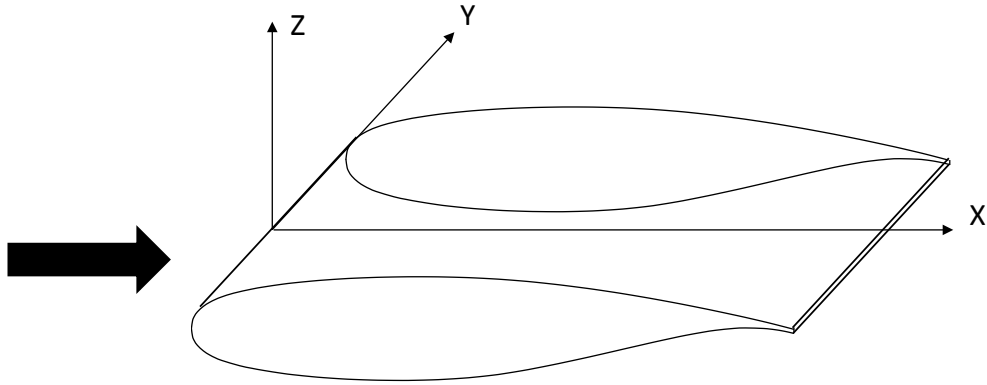


図 3-3 翼模型と座標系

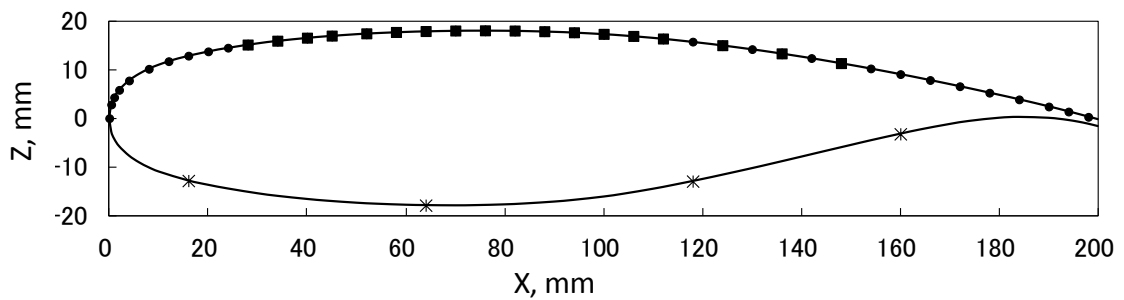


図 3-4 SC(2)-0518 翼型 (シンボルは圧力孔位置)

表 3-1 圧力孔座標

上面 -10mm				上面 -22mm				下面 10mm			
Port No.	X	Y	Z	Port No.	X	Y	Z	Port No.	X	Y	Z
1	0.0	-10.0	0.000	41	28.0	-22.0	15.137	77	16.0	10.0	-12.837
2	0.4	-12.5	2.816	42	34.0	-22.0	15.930	78	64.0	10.0	-17.897
3	1.0	-10.0	4.294	43	40.0	-22.0	16.552	79	118.0	10.0	-12.951
4	2.0	-7.5	5.817	44	45.0	-22.0	16.978	80	160.0	10.0	-3.229
5	4.0	-10.0	7.746	45	52.0	-22.0	17.444				
6	8.0	-10.0	10.150	46	58.0	-22.0	17.725				
7	12.0	-10.0	11.715	47	64.0	-22.0	17.916				
8	16.0	-10.0	12.851	48	70.0	-22.0	18.025				
9	20.0	-10.0	13.736	49	76.0	-22.0	18.062				
10	24.0	-10.0	14.490	50	82.0	-22.0	18.017				
11	28.0	-10.0	15.137	51	88.0	-22.0	17.882				
12	34.0	-10.0	15.930	52	94.0	-22.0	17.662				
13	40.0	-10.0	16.552	53	100.0	-22.0	17.334				
14	45.0	-10.0	16.978	54	106.0	-22.0	16.909				
15	52.0	-10.0	17.444	55	112.0	-22.0	16.377				
16	58.0	-10.0	17.725	56	124.0	-22.0	15.006				
17	64.0	-10.0	17.916	57	136.0	-22.0	13.321				
18	70.0	-10.0	18.025	58	148.0	-22.0	11.322				
19	76.0	-10.0	18.062								
上面 -10mm				上面 2mm							
Port No.	X	Y	Z	Port No.	X	Y	Z				
20	82.0	-10.0	18.017	59	28.0	2.0	15.137				
21	88.0	-10.0	17.882	60	34.0	2.0	15.930				
22	94.0	-10.0	17.662	61	40.0	2.0	16.552				
23	100.0	-10.0	17.334	62	45.0	2.0	16.978				
24	106.0	-10.0	16.909	63	52.0	2.0	17.444				
25	112.0	-10.0	16.377	64	58.0	2.0	17.725				
26	118.0	-10.0	15.736	65	64.0	2.0	17.916				
27	124.0	-10.0	15.006	66	70.0	2.0	18.025				
28	130.0	-10.0	14.196	67	76.0	2.0	18.062				
29	136.0	-10.0	13.321	68	82.0	2.0	18.017				
30	142.0	-10.0	12.359	69	88.0	2.0	17.882				
31	148.0	-10.0	11.322	70	94.0	2.0	17.662				
32	154.0	-10.0	10.222	71	100.0	2.0	17.334				
33	160.0	-7.5	9.058	72	106.0	2.0	16.909				
34	166.0	-10.0	7.843	73	112.0	2.0	16.377				
35	172.0	-12.5	6.564	74	124.0	2.0	15.006				
36	178.0	-10.0	5.234	75	136.0	2.0	13.321				
37	184.0	-7.5	3.859	76	148.0	2.0	11.322				
38	190.0	-10.0	2.394								
39	194.0	-12.5	1.357								
40	198.0	-10.0	0.274								

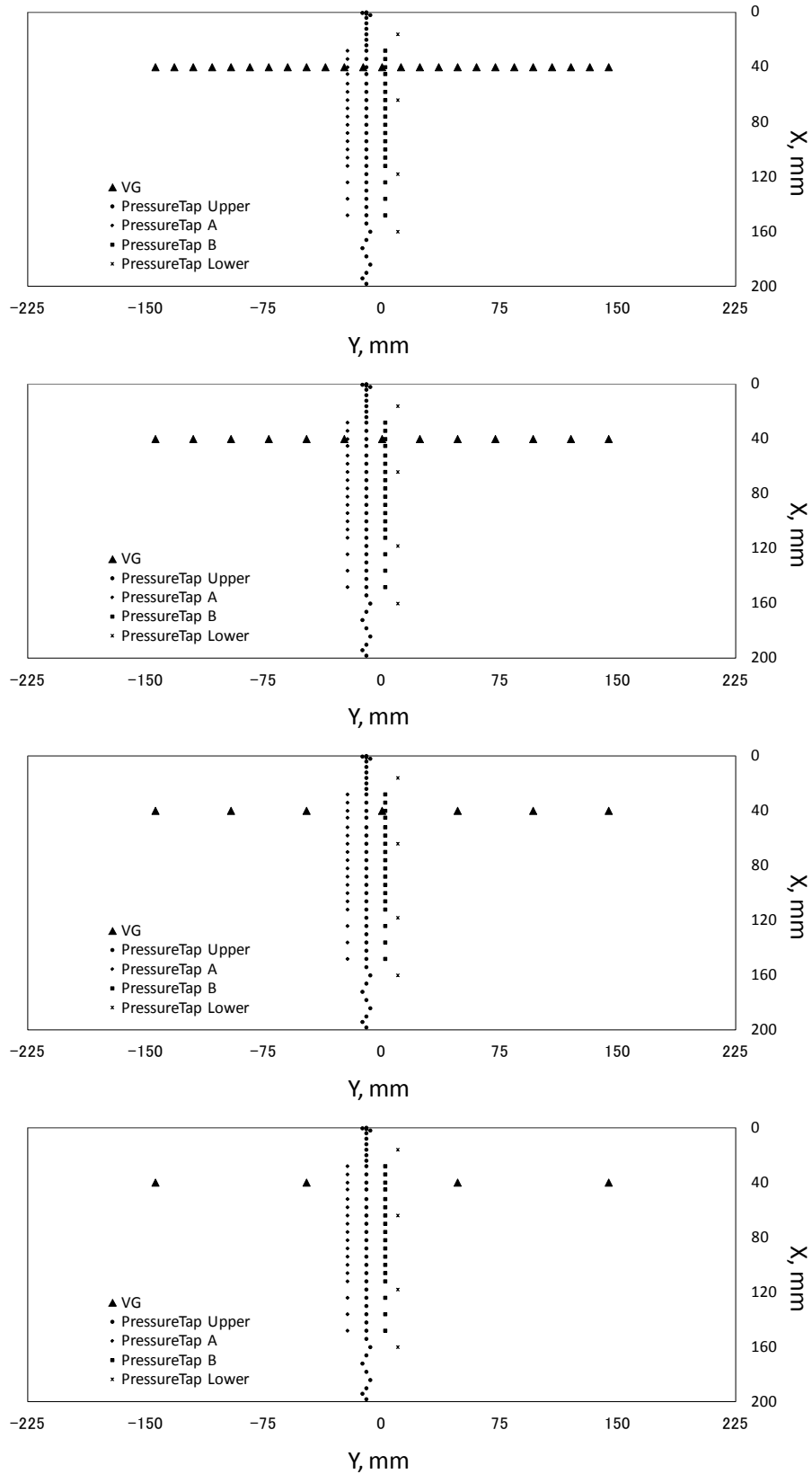


図 3-5 翼模型圧力孔位置とVGの関係図

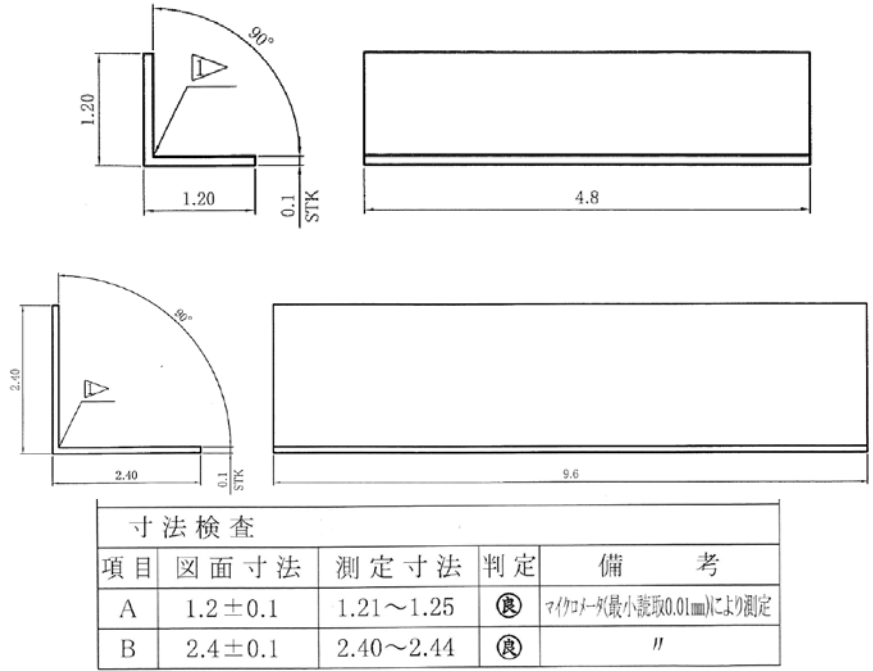


図 3-6 VG 形状

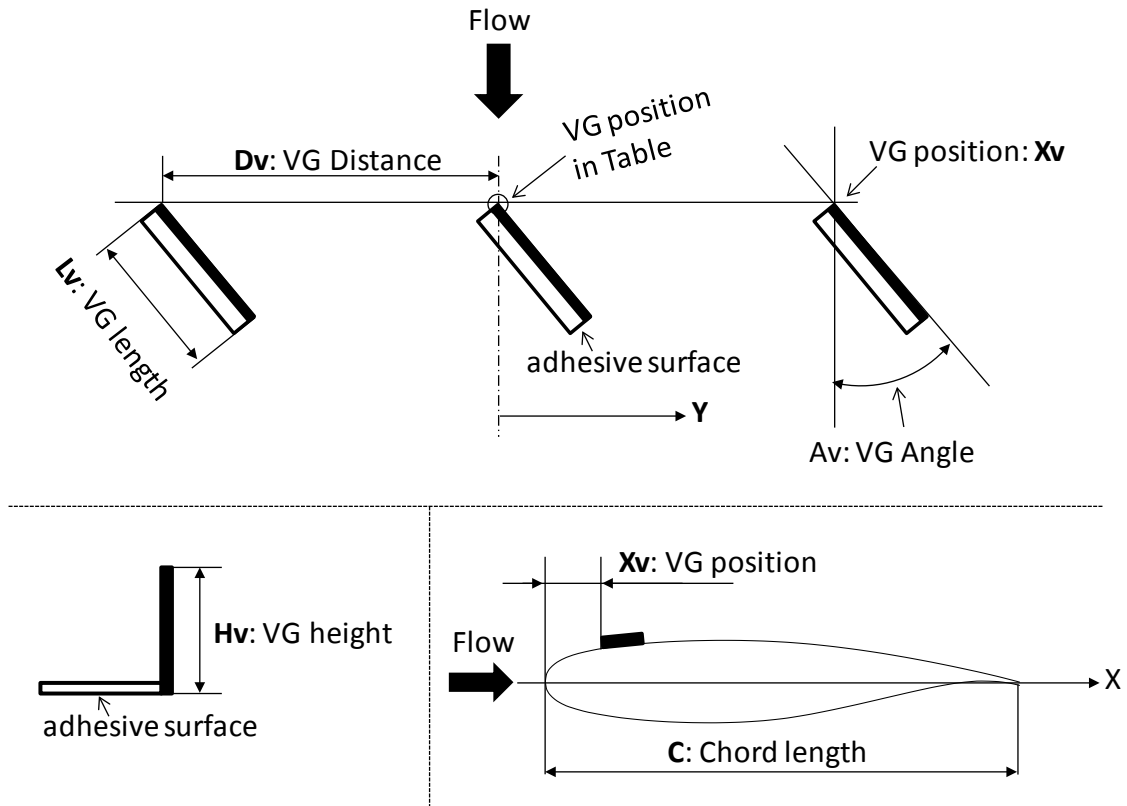


図 3-7 VG パラメータと座標

表 3-2 VG 位置座標

VG設置位置(先端) 12mm間隔			VG設置位置(先端) 24mm間隔		
VGNo.	X	Y	VGNo.	X	Y
0	40	0	0	40	0
1	40	12	2	40	24
2	40	24	4	40	48
3	40	36	6	40	72
4	40	48	8	40	96
5	40	60	10	40	120
6	40	72	12	40	144
7	40	84	14	40	-24
8	40	96	16	40	-48
9	40	108	18	40	-72
10	40	120	20	40	-96
11	40	132	22	40	-120
12	40	144	24	40	-144
13	40	-12			
14	40	-24			
15	40	-36			
16	40	-48			
17	40	-60			
18	40	-72			
19	40	-84			
20	40	-96			
21	40	-108			
22	40	-120			
23	40	-132			
24	40	-144			

VG設置位置(先端) 48mm間隔		
VGNo.	X	Y
0	40	0
4	40	48
8	40	96
12	40	144
16	40	-48
20	40	-96
24	40	-144

VG設置位置(先端) 96mm間隔		
VGNo.	X	Y
4	40	48
12	40	144
20	40	-48
24	40	-144

表 3-3 試験条件

Re=5M, Mach=0.70

Configuration name	VG height	VG length	Lv/Hv	VG Distance	VG angle	VG position	Angle of Attack
	Hv [mm]	Lv [mm]	AR	Dv [mm]	Av [deg]	Xv/C [%]	AoA[deg]
Clean	N/A						0.0 - 8.0
VG1.2mm12mm20deg20%AR4	1.2	4.8	4	12	20	20	0.0 - 10.0
VG1.2mm24mm20deg20%AR4			4	24			0.0 - 8.0
VG1.2mm48mm20deg20%AR4			4	48			2.0 - 7.0
VG2.4mm24mm20deg20%AR4	2.4	9.6	4	24	20	20	2.0 - 7.0
VG2.4mm48mm20deg20%AR4			4	48			2.0 - 7.0
VG2.4mm96mm20deg20%AR4			4	96			2.0 - 7.0

Re=10M, Mach=0.70

Configuration name	VG height	VG length	Lv/Hv	VG Distance	VG angle	VG position	Angle of Attack
	Hv [mm]	Lv [mm]	AR	Dv [mm]	Av [deg]	Xv/C [%]	AoA[deg]
Clean	N/A						0.0 - 5.0
VG1.2mm12mm20deg20%AR4	1.2	4.8	4	12	20	20	4.0 - 7.0

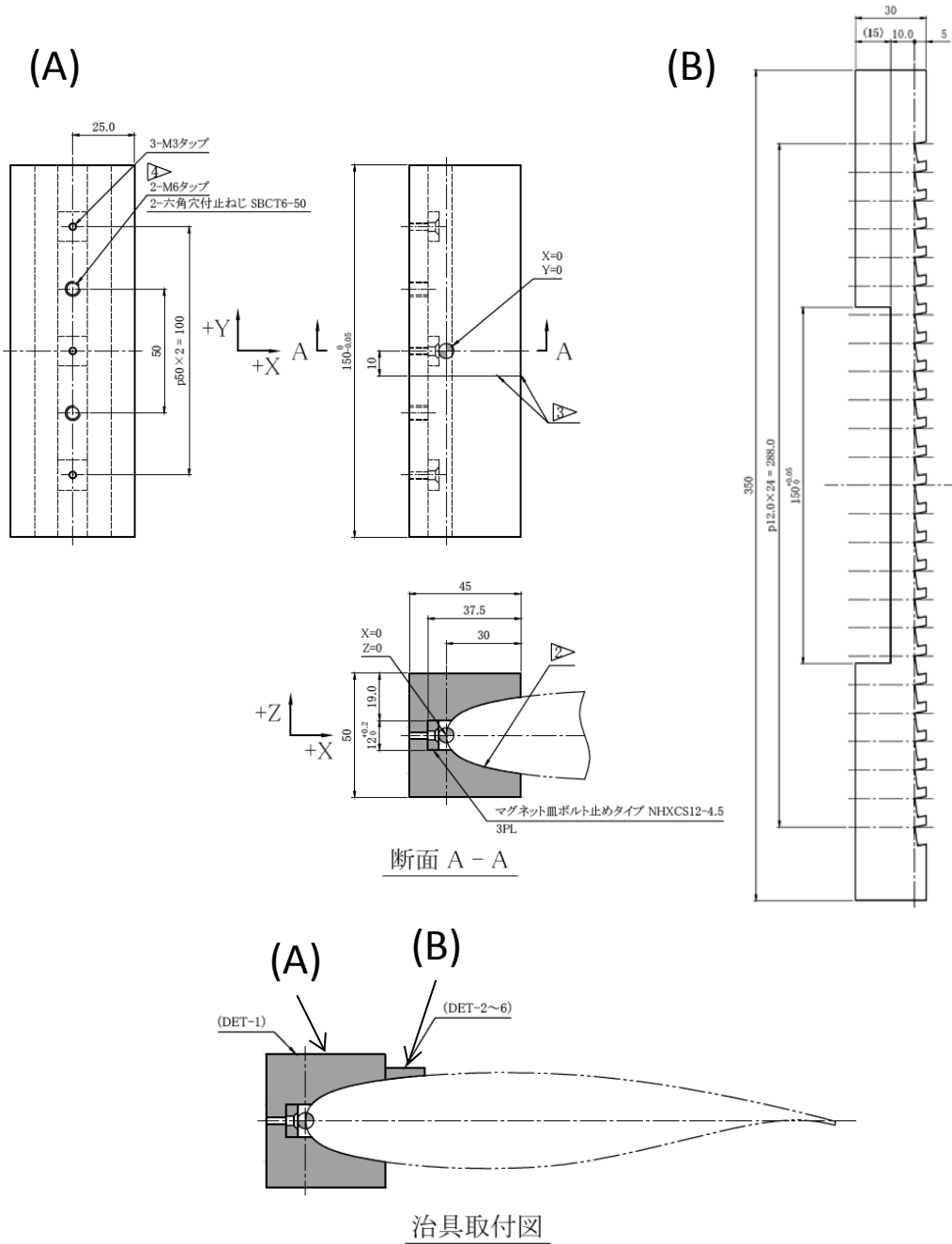


図 3-8 VG 用治具

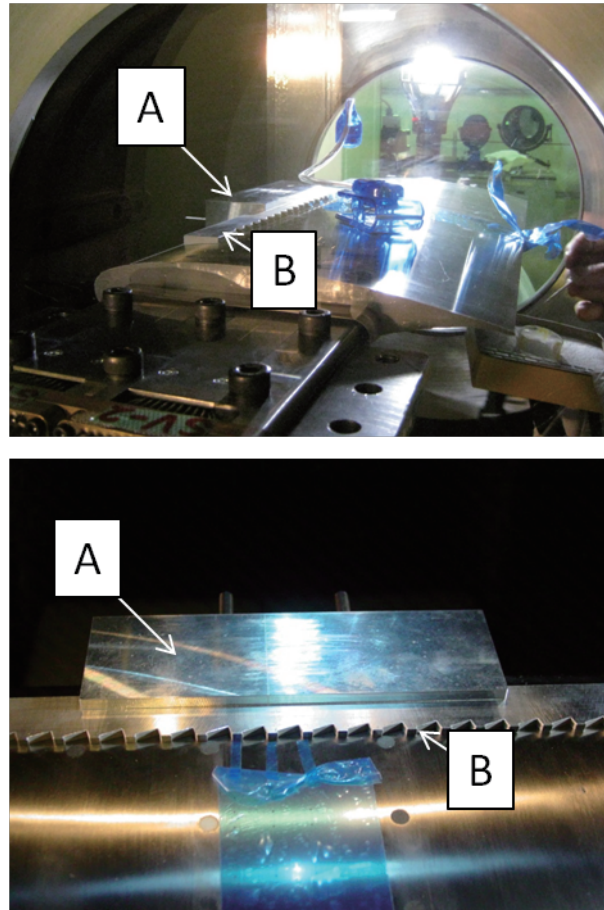


図 3-9 VG 用治具の使用時の写真

表 3-4 2 液反応型アクリル系接着剤物性表 [12]

■物性		温水剥離型	温水・加熱剥離型	低粘度・耐水性型	
		スカイロック RD-57 主剤	スカイロック RD-57G 主剤	スカイロック RD-128 主剤	スカイロック VA-05 プライマー
粘 度	cP	12000	15000	1700	1.33
比 重	at25°C	1.13	1.16	1.14	0.79
接着力 (60分経過時)	N/mm2	19.6	22.5	28.4	----
	kgf/cm2	200	230	290	----
セットタイム	min.	3	2.3	1	----
温水剥離 ^{注1}	min.	25	25	100	----
加熱剥離 ^{注2}	min.at 170°C	不可	≤2	不可	----

注1 スライドガラス(1.1t×26×76)の26mm端面を吊り下げ接着し、温水90°C中に浸漬し落下するまでを計測。

注2 ガラス(3t×45角)に主剤、ガラス(3t×65×65)にプライマーを塗布し貼り合わせ。1時間養生後、190°C設定(表面温度約170°C)のホットプレート上で剥離時間を確認。

注3 各主剤に対し、VA-05 が共通のプライマーになります。

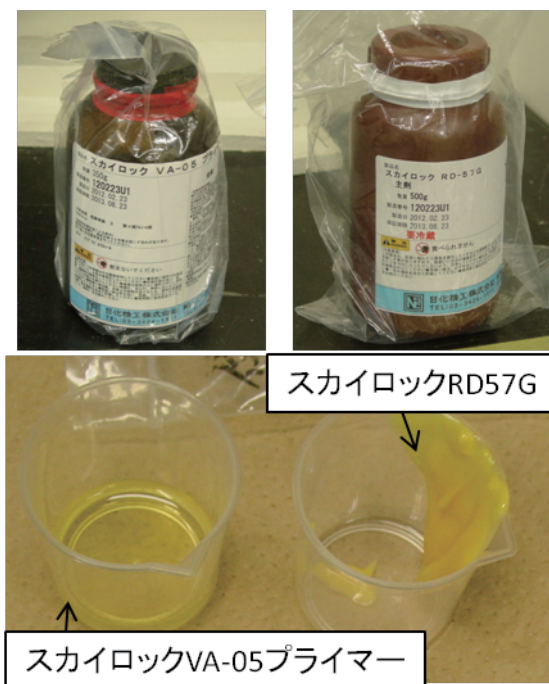


図 3-10 VG 接着用 2 液反応型アクリル系接着剤

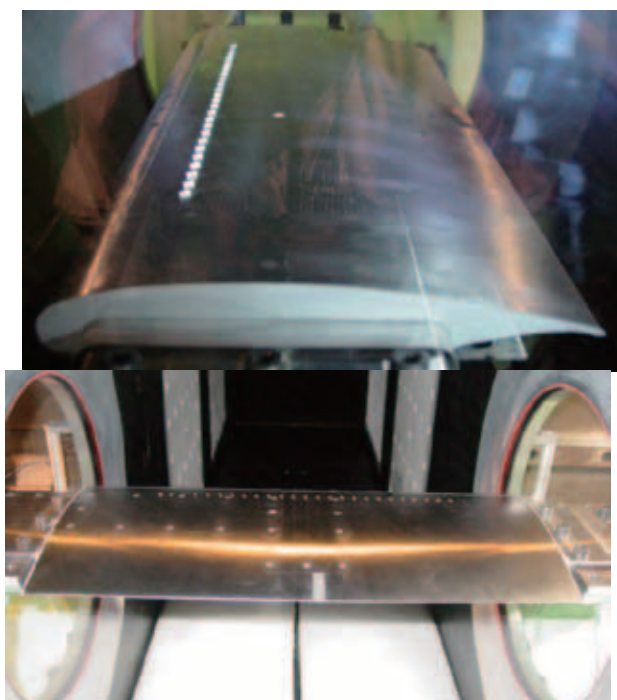


図 3-11 VG 取り付け時写真

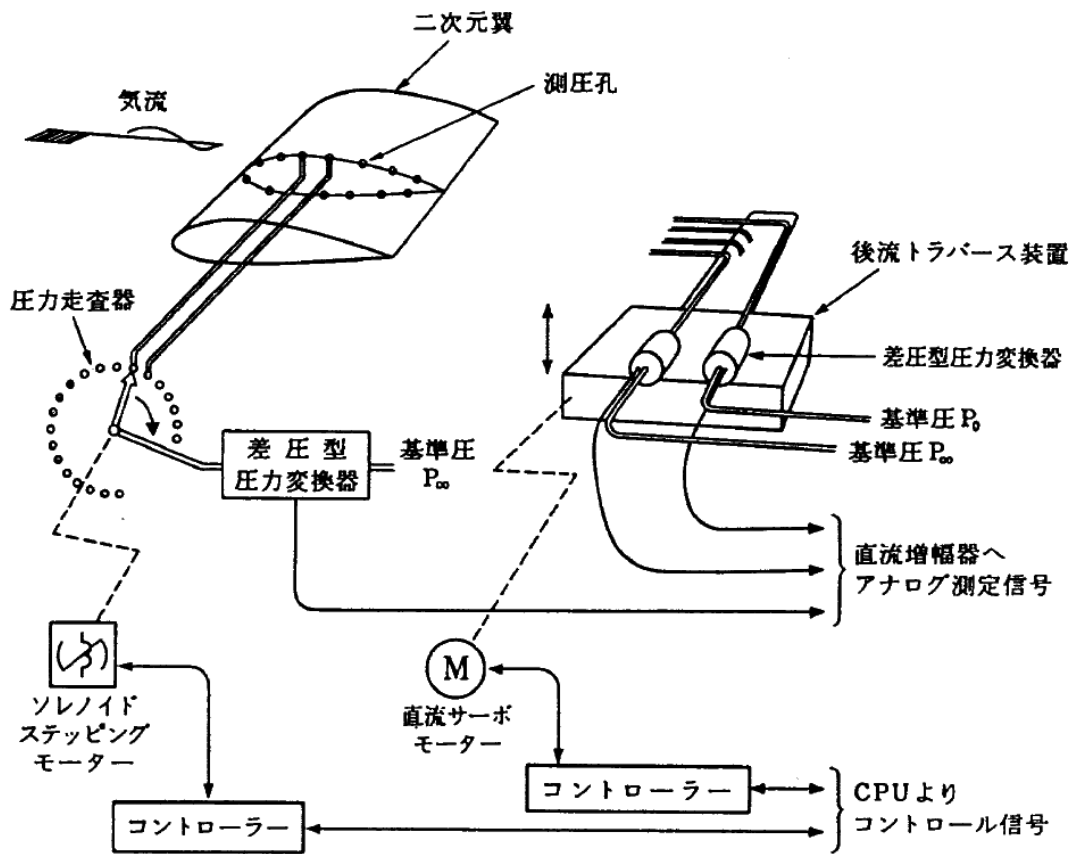


図 3-12 圧力計測系 [13]

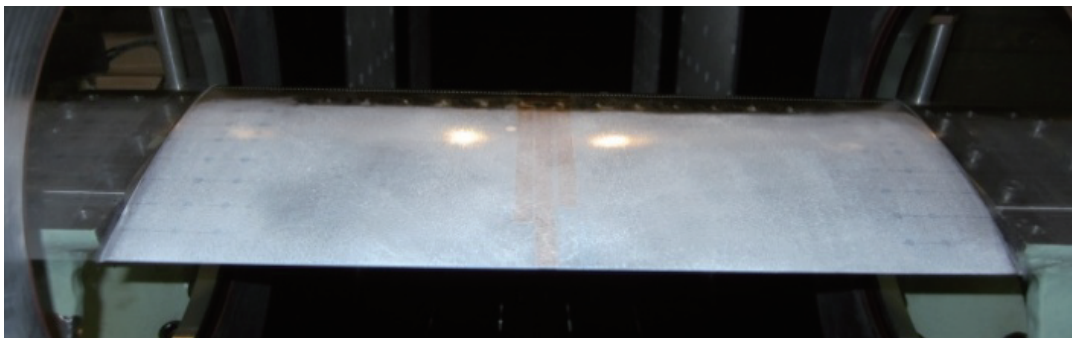


図 3-13 通風前のオイルを塗布した模型



図 3-14 感圧塗料塗装を施された模型

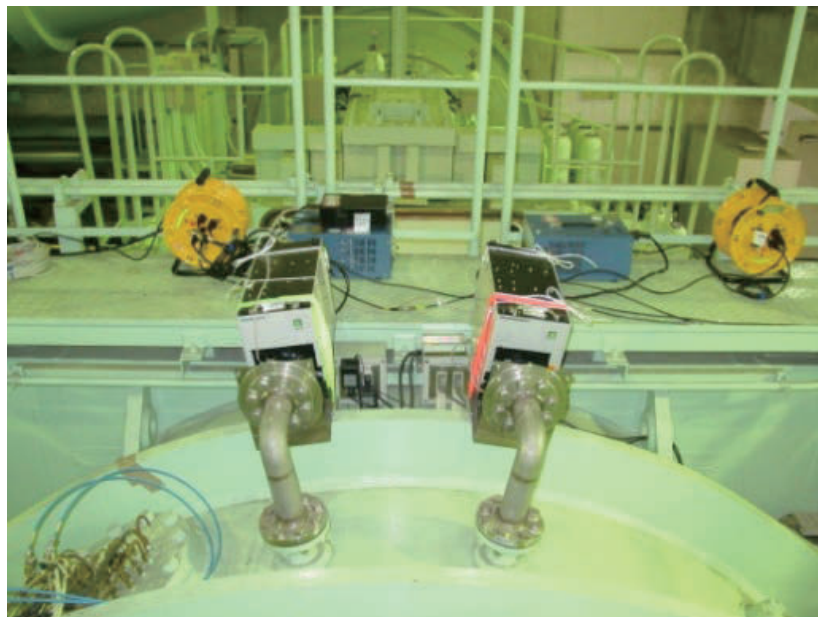


図 3-15 感圧塗料光源の設置状況

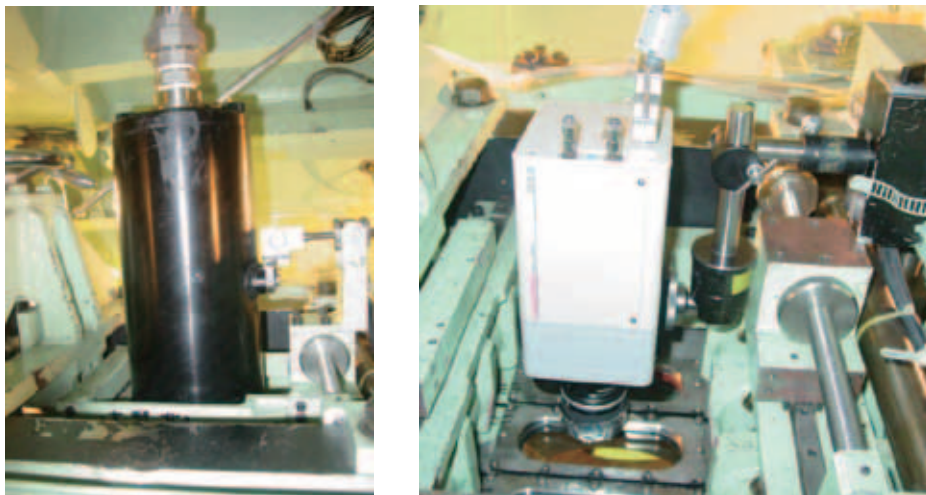


図 3-16 感圧塗料計測用カメラの設置状況

3.1.5 結果

本文においては、得られた結果の要点のみを示す。本風洞試験で得られた詳細なグラフや写真は Appendix (D)-(H) とした。一部本文と重複するが、Appendix には可能な範囲で説明も付けた。より詳細な情報については、Appendix を参照されたい。

3.1.5.1 圧力係数

まず、圧力係数分布上でのバフエット状態の特徴を明らかにするために、図 3-17 に VG なしの条件における圧力係数分布を示す。図 3-17 では、翼上面 (負圧面) 側の分布を上、翼下面 (正圧面) 側の分布を下にするために、縦軸の C_p の数値を逆転している。また、沢田 [14] の手法による上下壁干渉補正後の気流静圧、Mach 数により補正したデータを示すとともに、補正迎角を表示している。設定迎角は 3.0° , 4.0° , 5.0° , 6.0° である。

本試験においては、Mach 数は 0.70 に固定している。迎角を増加させると、ある角度以上で、衝撃波が振動するバフエット状態になる。後述のシュリーレン写真からは、補正迎角 3.8° (設定迎角 5.0°) において、翼上面で振動する衝撃波を観察した。本翼型のバフエット境界にあたる迎角は、補正迎角で 2.5° と 3.8° の間に存在する。

圧力係数分布上でのバフエット状態における特徴は 2 点ある。1 つ目の特徴は、翼後縁で観察される。バフエット状態においては、翼後縁の境界層は剥離する。結果として、翼後縁の圧力係数はわずかに低下 (図上は上方にプロットが移動) する。この後縁の圧力係数の変化は、図 3-17 においても補正迎角 3.8° や 4.9° のプロットにおいて見られる。

バフエット状態における 2 つ目の特徴は、衝撃波位置 ($X/C=0.40-0.60$) における圧力係数の勾配に見られる。衝撃波は高い圧力勾配を生み出す。衝撃波が定在している時、例えば図 3-17 における補正迎角 1.7° や 2.5° では、衝撃波位置において圧力係数の勾配は大きい。他方、衝撃波が振動している条件、補正迎角 3.8° や 4.9° といった条件では、衝撃波位置 ($X/C=0.40-0.60$) の圧力係数の勾配は小さい。本圧力計測では圧力の瞬時値を計測しているわけではなく、一定時間の平均値を計測している。そのため、振動する衝撃波の場合には、圧力値は平均化され、圧力係数の分布はなだらかになる。

図 3-18(a)-(c) に VG なしと VG ありの試験を実施した全ケースの圧力係数分布を示す。図中の試験ケースの表記は、表 3-3 の形態名称である。設定迎角は、(a) が 4.0° , (b) が 5.0° , (c) が 6.0° である。図中の AoA は補正後迎角を表す。

図 3-18(a) に示す設定迎角 4.0 度の条件では、VG なしの条件も含めて全ての形態で衝撃波は定在しており、バフエット状態ではない。全ての形態において、 $X/C=0.4$ 付近で、圧力係数の勾配は大きい。翼後縁の圧力係数の形態間の差異もなく、概ね 0 である。VG なしと VG ありの形態間の差は、 $X/C=0.2$ 付近の圧力係数の変動だけである。この変動は、VG により形成された衝撃波と膨張波により生じたものである。圧力孔と VG の相対的な位置関係が、VG 配列ごとに異なるために、VG ありの形態間でも差異が生じている。

図 3-18(b) に示す設定迎角 5.0° の条件では、圧力係数において形態間に差異が存在する。VG 高さ 1.2mm の間隔 12mm および 24mm , VG 高さ 2.4mm の間隔 24mm (VG1.2mm12mm20deg20%AR4, VG1.2mm24mm20deg20%AR4, VG2.4mm24mm20deg20%AR4) の 3 条件では、衝撃波は定在している。これらの条件においては、 $X/C=0.40$ における圧力係数の勾配は大きく、翼後縁の圧力係数も概ね 0 である。これら 3 条件以外の条件 (VG1.2mm48mm20deg20%AR4,

VG2.4mm48mm20deg20%AR4, VG2.4mm96mm20deg20%AR4) においては、圧力係数の分布は、負圧面側の衝撃波が振動していることを示している。これらの条件においては、負圧面側の圧力係数は $X/C=0.20$ 付近から後縁にかけてなだらかに増加する。翼後縁の圧力係数は、先の3条件 (VG1.2mm12mm20deg20%AR4, VG1.2mm24mm20deg20%AR4, VG2.4mm24mm20deg20%AR4) に比べて低い (図上は上方にプロットが存在)。

図 3-18(c) の設定迎角 6.0° においては、VG の効果は VG 高さ 1.2mm, 間隔 12mm (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) においてのみ確認できる。それ以外の形態においては、負圧面側の圧力係数の勾配は小さく、翼後縁の圧力係数も図 3-18(b) のそれぞれの値よりも低い。

図 3-18 の圧力係数の分布より、VG が衝撃波の振動を抑制する効果があることは明らかである。また、VG の間隔が狭くなるほど VG の効果が増すことも明らかである。

3.1.5.2 揚力係数

VG の効果を定量化するために、圧力係数より揚力係数を求めた。図 3-19 に補正迎角に対する揚力係数を示す。揚力係数 C_L と迎角は沢田の方法 [14] により上下壁干渉補正を施した。形態は表 3-3 の形態名で示す。

図 3-19 では、●が VG なしの結果である。VG なしにおいては、補正迎角 2.5° 付近でバフエット条件に達し、揚力が急低下する。VG 間隔と VG 高さの比である D_v/H_v が 10 の条件 (四角形のプロット、VG1.2mm12mm20deg20%AR4, VG2.4mm24mm20deg20%AR4) では、VG の効果は明瞭である。 D_v/H_v が 10 の C_L は、補正迎角 4.0° 付近まで上昇している。VG 高さが 1.2mm であり間隔が 24mm (VG1.2mm24mm20deg20%AR4) における VG の効果は D_v/H_v が 10 の場合と概ね等しい。VG の効果は間隔が 24mm よりも大きい形態では低下し、それらの C_L は D_v/H_v が 10 の場合よりも明らかに小さい。圧力係数の分布の結果と同様に、揚力係数における評価でも、VG が衝撃波振動を抑制することは明らかであり、VG の間隔が狭くなるほど VG の効果が増すことも明らかである。

3.1.5.3 シュリーレン

図 3-20 に、VG なしと VG1.2mm12mm20deg20%AR4 のシュリーレン写真を示す。図中の数字は、補正後の迎角を表す。設定迎角は $2.0^\circ, 3.0^\circ, 4.0^\circ, 5.0^\circ$ である。ラフネスを設置しているため、翼前縁付近から衝撃波が発生している。また、VG ありの条件では、VG から複数の衝撃波と膨張波が発生している。

設定迎角 3.0° にあたる VG なしの補正迎角 1.65° や VG ありの補正迎角 1.66° では、翼上面の垂直衝撃波が明瞭に可視化されている。迎角の上昇にともない、翼上面の垂直衝撃波は徐々に下流に移動する。VG なしにおける補正迎角 3.78° (設定迎角 5.0°) においては、垂直衝撃波はぼやけている。動画においては、より明瞭であるが、この条件では衝撃波は振動しており、このぼやけの原因は衝撃波の振動が主要因である。他方、VG ありの条件においては、補正迎角 3.54° (設定迎角 5.0°) においても、衝撃波を明瞭に観察できる。この結果は、VG が効果的に衝撃波の振動を抑制していることを示している。

図 3-21 と図 3-22 に設定迎角 5.0° における VG ありのシュリーレン写真を示す。図 3-21 は、VG 高さが 1.2mm の結果であり、図 3-22 は、VG 高さが 2.4mm の結果である。図中の数値は、補正後の迎角を示している。

いずれの条件においても、翼上面中央付近の垂直衝撃波は明瞭に観察でき、図

3-20 の VG なしの条件とは異なっている。Dv/Hv=40 の条件においては、揚力係数 C_L における差異は非常に微小ではあったが、シュリーレン動画上は、VG の有無で差異があり、VG を設置した方が、垂直衝撃波の振動は小さかった。

3.1.5.4 オイルフロー

翼上面 (負圧面側) かつ左舷の試験中に撮影したオイルフロー画像を図 3-23 と図 3-24 に示す。図 3-23 は VG なしの結果であり、図 3-24 は VG ありの VG1.2mm12mm20deg20%AR4 の結果である。気流の向きは上から下である。図中の数字は補正後の迎角を表す。設定迎角は 4.0° と 5.0° である。写真左脇の数値は模型のコード位置である。中央部の圧力孔列はオイルが圧力孔に入らないように厚さ $50\mu\text{m}$ のテープで保護している。

図 3-23 の VG なしかつ補正迎角 2.5° では、 $X/C=0.45$ 付近に、翼スパン方向に直線状にのびるオイルだまりが存在する。動画による観察では、この直線状のオイルだまりは定常的に存在した。圧力データやシュリーレン画像を考慮すると、この直線状のオイルだまりは、衝撃波と境界層の干渉により生じた剥離領域の上流端近傍に対応する。直線状のオイルだまりが定在していることから、オイルフローのデータにおいても、VG なし条件の補正迎角 2.5° においては衝撃波が定在していることを確認できる。他方、図 3-23 の補正迎角 3.8° においては、この直線状のオイルだまりは崩れている。この結果は、衝撃波が振動し剥離位置が固定されていないことを示している。この条件の動画による観察では、逆流が翼後縁のスパン方向の中心付近で観察された。これらの結果は、シュリーレンや圧力データの結果ともよく一致する。

図 3-24 の VG ありのオイルフローにおいては、特徴的な波状のオイルだまりを $X/C = 0.45$ 付近に観察できる。この様な特徴的なオイルフローパターンは、垂直衝撃波と VG により導入された縦渦との干渉によって形成される。また、VG ありの結果では、コード方向に斜めにのびるオイルだまりを観察できる。縦渦により気流が翼表面から離れる上向きの流れの領域ではオイルはたまり、縦渦により翼表面に吹き付けられる下向きの流れの領域ではオイルは吹き飛ばされる。その結果、コード方向に斜めに伸びるオイルパターンが生ずる。このコード方向に斜めに伸びるオイルパターンは大まかな縦渦の軌跡を表している。本試験においては、縦渦の回転方向は、下流から見て反時計回りである。したがって、VG が発生する縦渦とその鏡像渦の誘起速度により、VG の発生した縦渦は図中の左から右 (Y の正方向) に進む。結果として、オイルフローの縦渦の形成するパターンは図 3-24 に示すように斜めになっている。VG ありの条件では、図 3-24 の下段の写真に示すように、補正迎角 3.5° において、 $X/C=0.45$ 付近の特徴的な波上のオイルフローパターンは明瞭である。オイルフローにおいても、VG ありの条件では衝撃波の振動が抑制されたことが分かる。

図 3-25 と図 3-26 に、設定迎角 5° における VG ありのオイルフローパターンを示す。図 3-25 は VG 高さが 1.2mm の結果であり、図 3-26 は VG 高さが 2.4mm の結果である。図中の数値等は、図 3-23 や図 3-24 と同様である。

$X/C=0.45$ 付近の波状のオイルだまりに着目すると、VG 間隔が広がるにつれて、縦渦と衝撃波の干渉により生じた波状のオイルだまりの間隔が広がっている。波状のオイルだまりは、VG 間隔が狭いほど明瞭である。図 3-25 の VG 間隔 48mm では、特に翼中央部 (写真中の右端) においてパターンが崩れている。VG 間隔が広がるほど、衝撃波が振動していることをこの結果からもうかがえる。VG なしの条件と比較すると、VG ありの全ての条件で、 $X/C=0.45$ 付近のオイルだまりは、VG なしの条件よりも明瞭であった。VG 間隔の広い条件も含めて、VG は衝撃波の振動を抑制することが、オイルフローからも確認できた。

3.1.5.5 感圧塗料計測 (PSP 計測)

PSP 計測については2点が明らかとなった。1点目は、本風洞試験においてPSPの感度は概ね適切であるということである。2点目は、PSPを翼コードの途中から塗ると、塗装面と翼面との間に生ずる段差により衝撃波が発生し、流れ場が大きく変化してしまうという問題点である。

図3-27に、 $M=0.70$, $Re=5M$ 条件下のVGあり (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) のPSP画像 (参照画像を通風時の画像で割ったもの) を示す。衝撃波と縦渦が干渉した結果生じた波状の圧力分布を観察できる。縦渦の形成するコード方向にのびる圧力分布も可視化できている。

他方、圧力孔の計測結果からは、問題点が明らかになった。図3-28はPSPの塗装前後における圧力係数の比較である。設定迎角は 4° であり、VGは設置されていない。PSPの有無により、明らかに衝撃波位置が異なっている。図3-29は、設定迎角 1° のシュリーレン写真である。矢印の位置はPSP塗装の開始点である。PSP塗装の開始点から衝撃波が発生している。翼模型においては、スパン方向に長い段差を持つ部分的な塗装方法は避けるべきである。

3.1.5.6 計測手法の選定について

シュリーレンから観察された衝撃波の振動の様子と、平均量である圧力計測の結果との整合性は良かった。圧力の平均値からVG効果の定量的な評価を行うことは妥当であると言える。本風洞でVG配列を変化させ、複数のVGパラメータの感度を調査する試験では、シュリーレン法と圧力計測の組み合わせが効率的である。

本試験においては、スパン方向の情報を補うために、オイルフローとPSP計測を行った。オイルフローは、PSP計測と比べて準備が簡単であり、シュリーレン写真で見る範囲では流れ場に致命的な影響を及ぼすことはなかった。また、オイルフローは、剥離位置や翼表面の流れの向きを把握する上で非常に有効であった。

他方、PSPについては流れ場を変化させる問題が生じた。接着剤とPSPが干渉するVG設置位置にPSPを塗装しなかったことが原因である。今回と同様の方法でVGを設置し、VG配列を頻繁に変化させるような試験では、PSP計測は適していない。

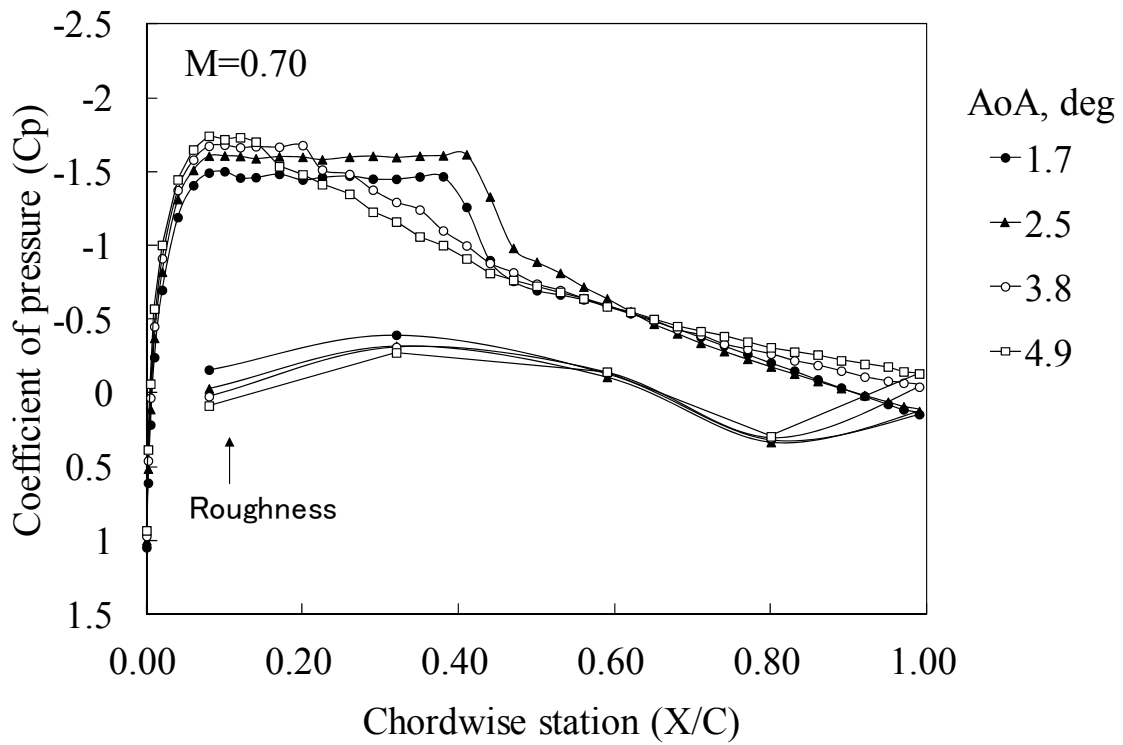


図 3-17 VG なしにおける圧力係数分布 (補正あり)、設定 AoA=3.0°, 4.0°, 5.0°, 6.0°.

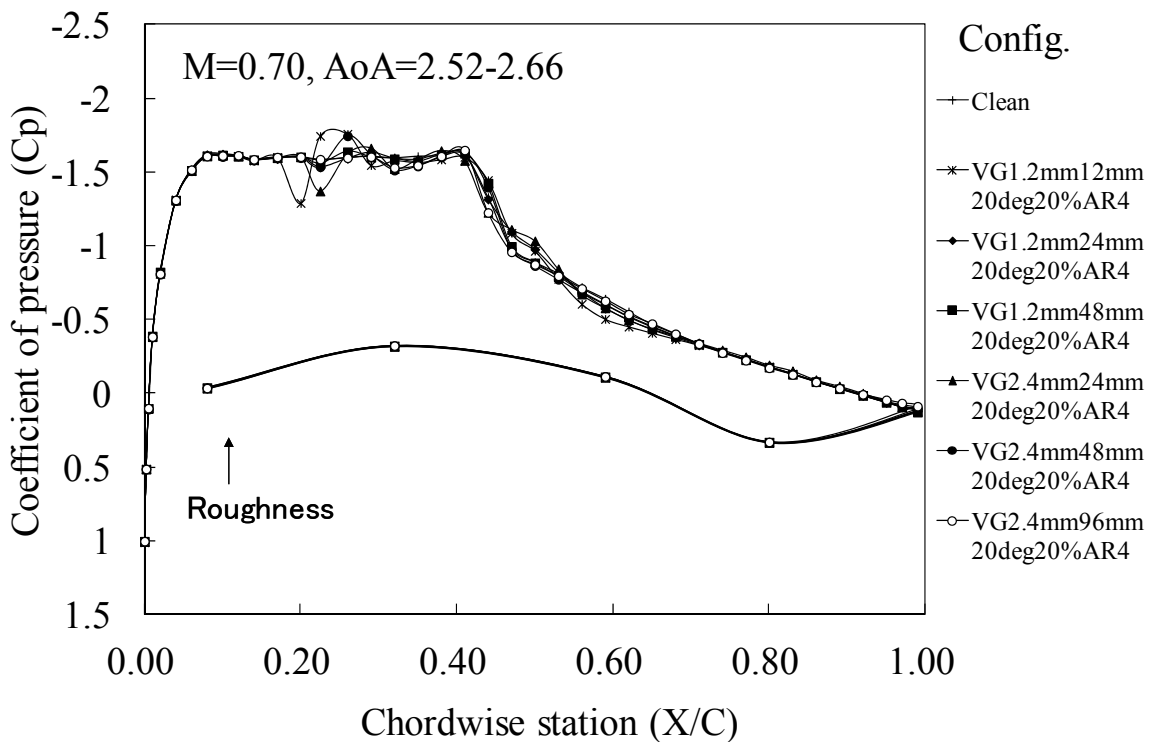
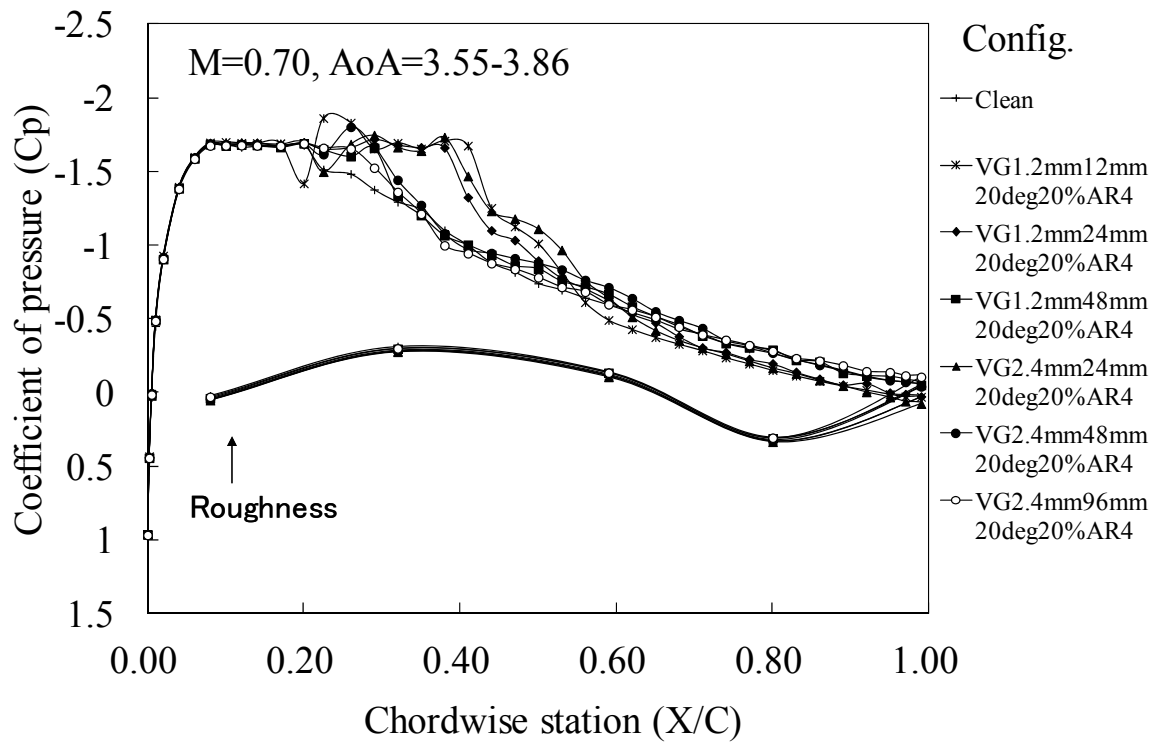
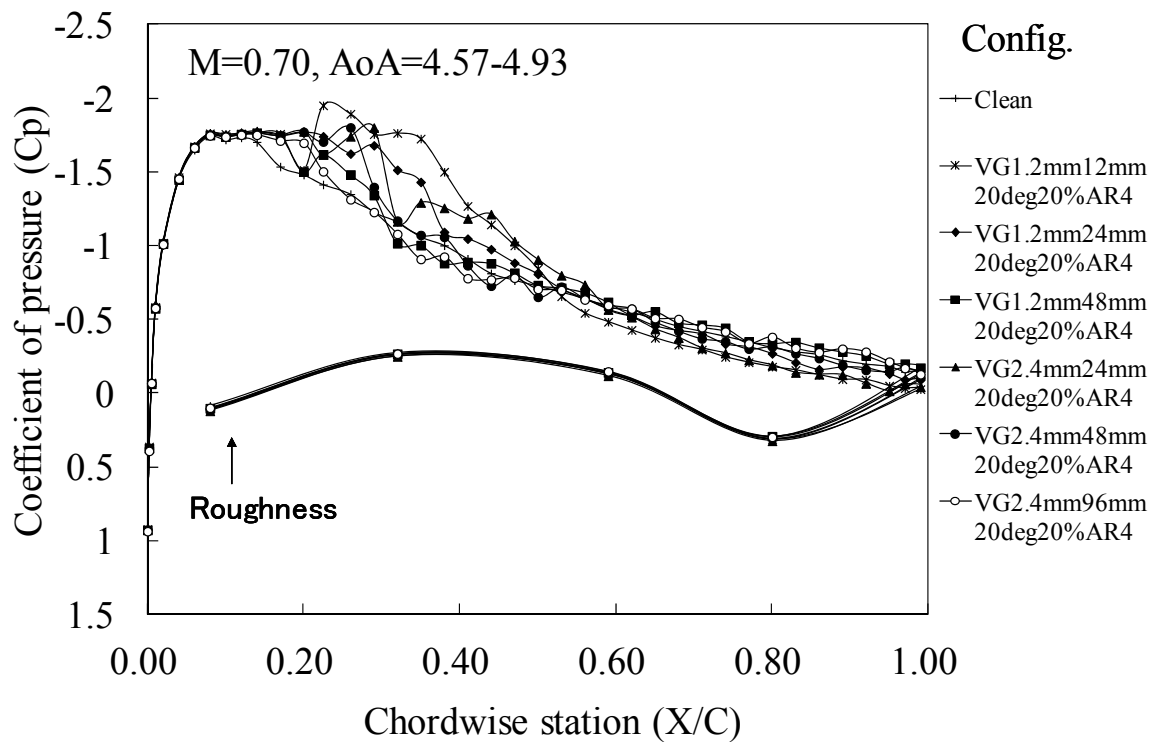


図 3-18(a) 各形態の圧力係数分布 (補正あり)、設定 AoA=4.0°.

図 3-18(b) 各形態の圧力係数分布 (補正あり)、設定 $AoA=5.0^\circ$.図 3-18(c) 各形態の圧力係数分布 (補正あり)、設定 $AoA=6.0^\circ$.

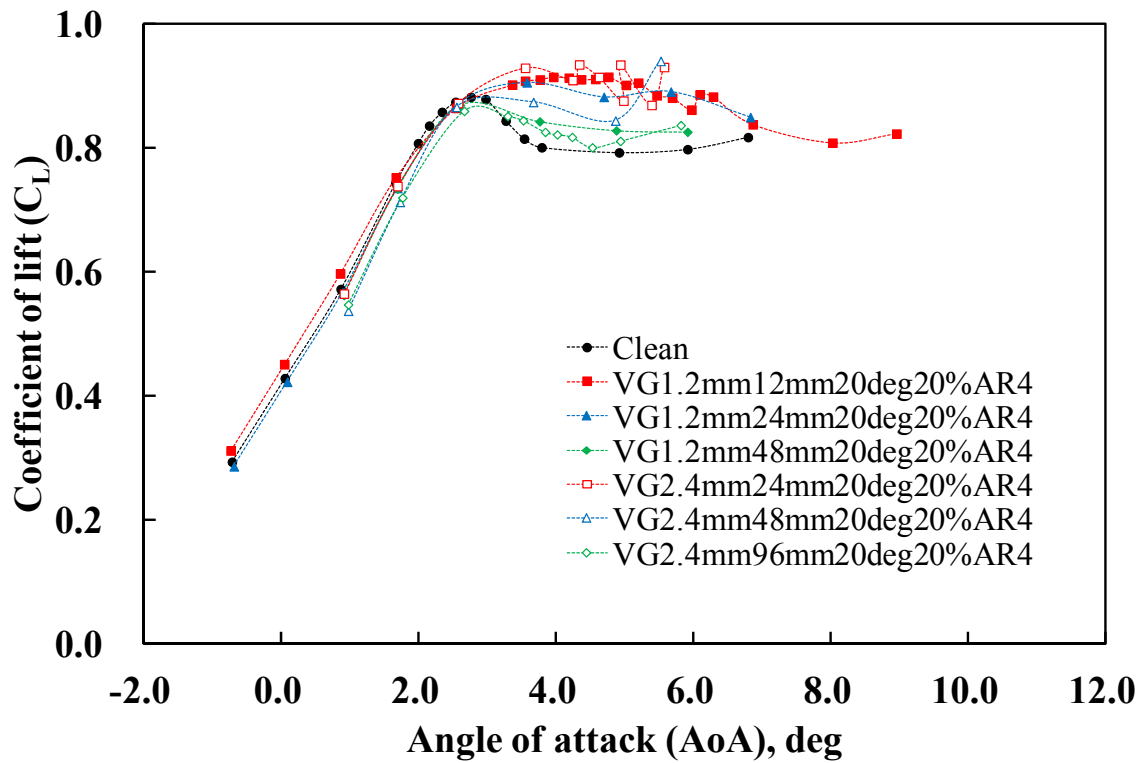


図 3-19(a) 揚力係数 C_L (補正あり) 全体図

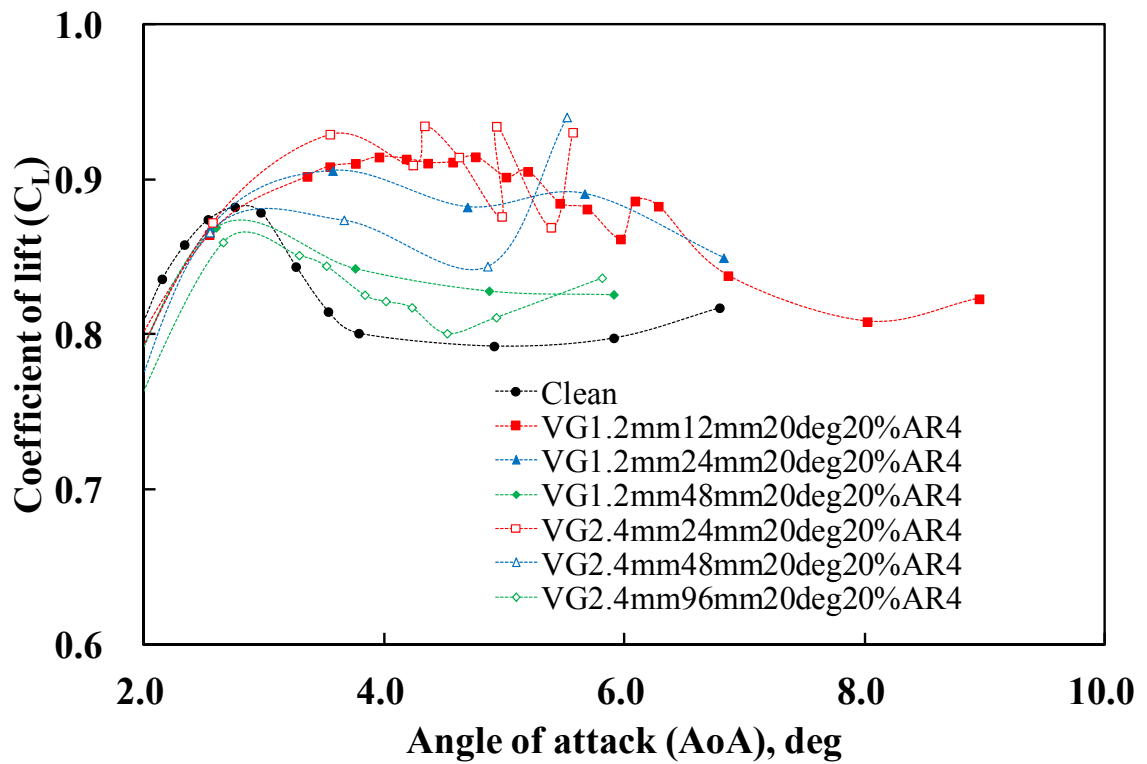


図 3-19(b) 揚力係数 C_L (補正あり) 拡大図

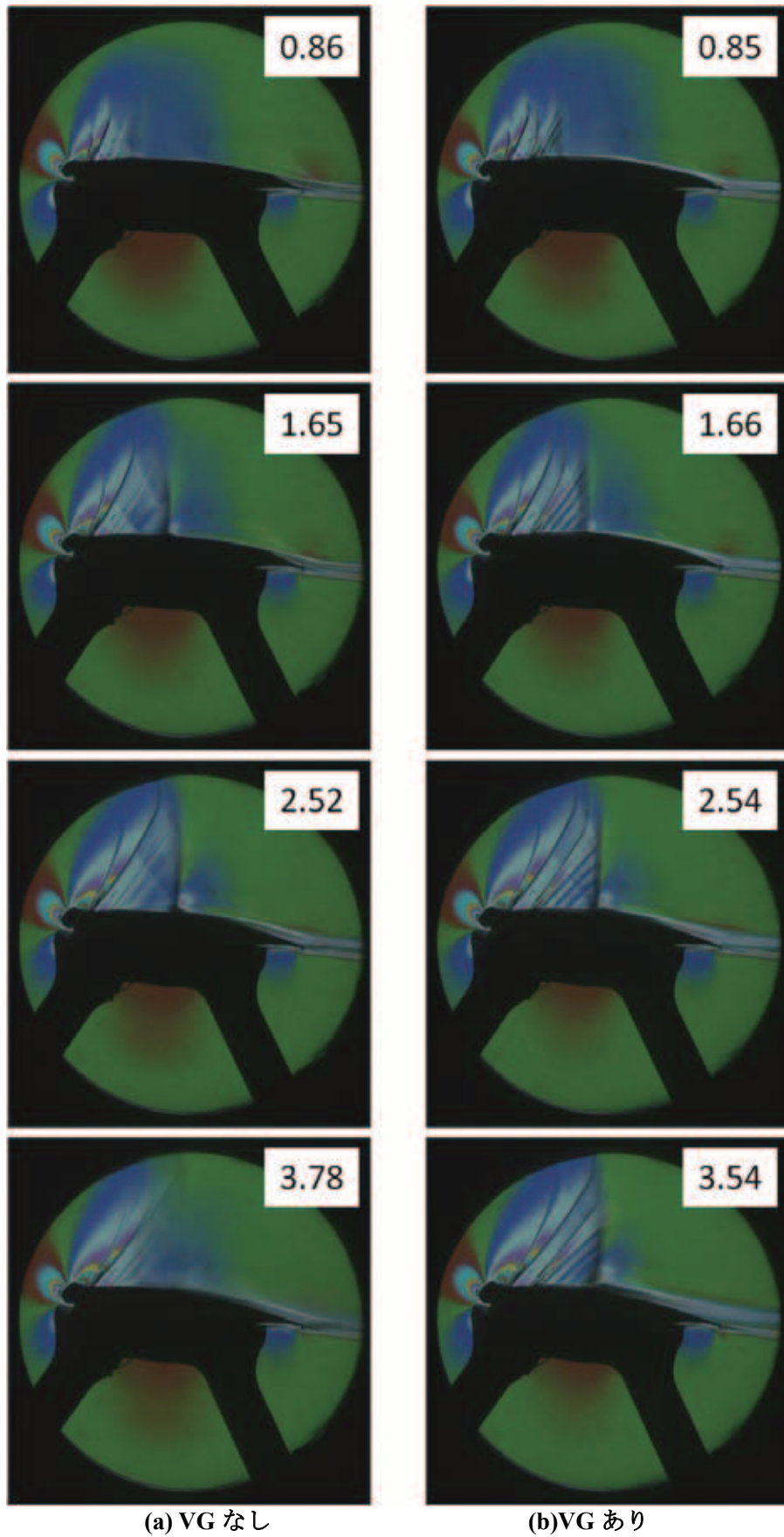


図 3-20 迎角ごとのシュリーレン写真: 脚注は補正迎角、設定 AoA=2.0°, 3.0°, 4.0°, 5.0°.

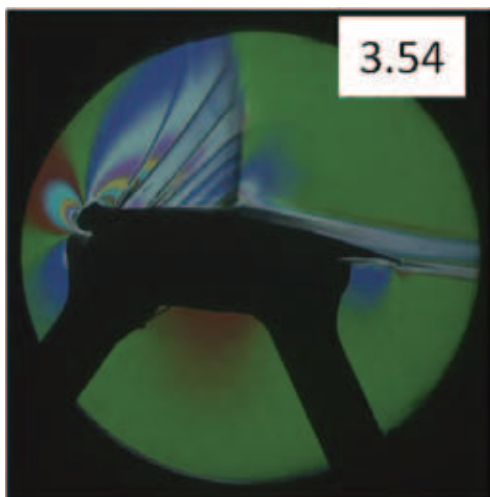
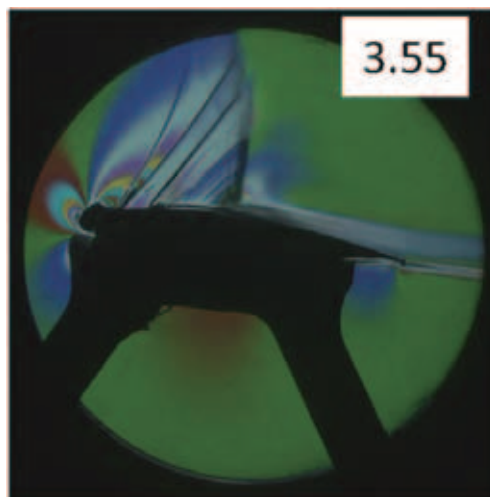
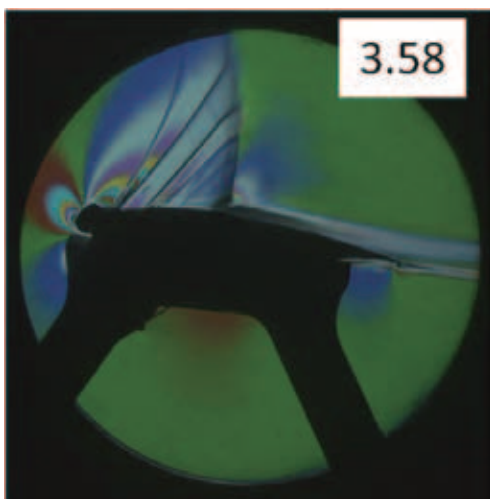
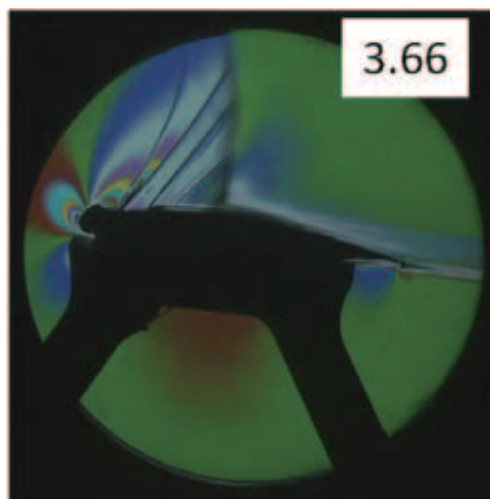
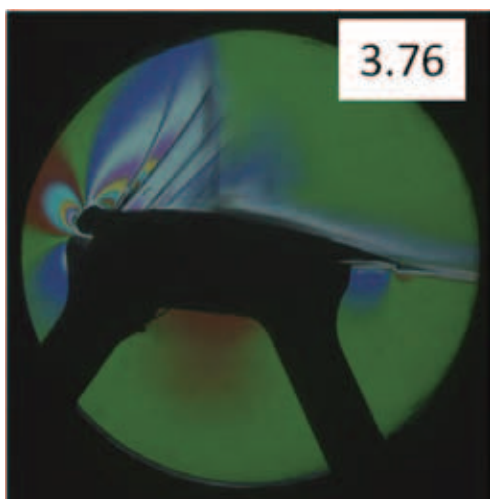
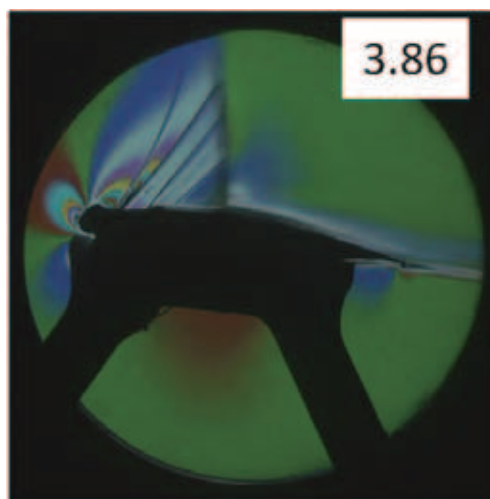
(a) $Hv=1.2\text{mm}$, $Dv=12\text{mm}$ (a) $Hv=2.4\text{mm}$, $Dv=24\text{mm}$ (b) $Hv=1.2\text{mm}$, $Dv=24\text{mm}$ (b) $Hv=2.4\text{mm}$, $Dv=48\text{mm}$ (c) $Hv=1.2\text{mm}$, $Dv=48\text{mm}$ (c) $Hv=2.4\text{mm}$, $Dv=96\text{mm}$

図 3-21 VG あり形態における $Hv=1.2\text{mm}$ のシュリーレン写真：設定 $AoA=5.0^\circ$

図 3-22 VG あり形態における $Hv=2.4\text{mm}$ のシュリーレン写真：設定 $AoA=5.0^\circ$

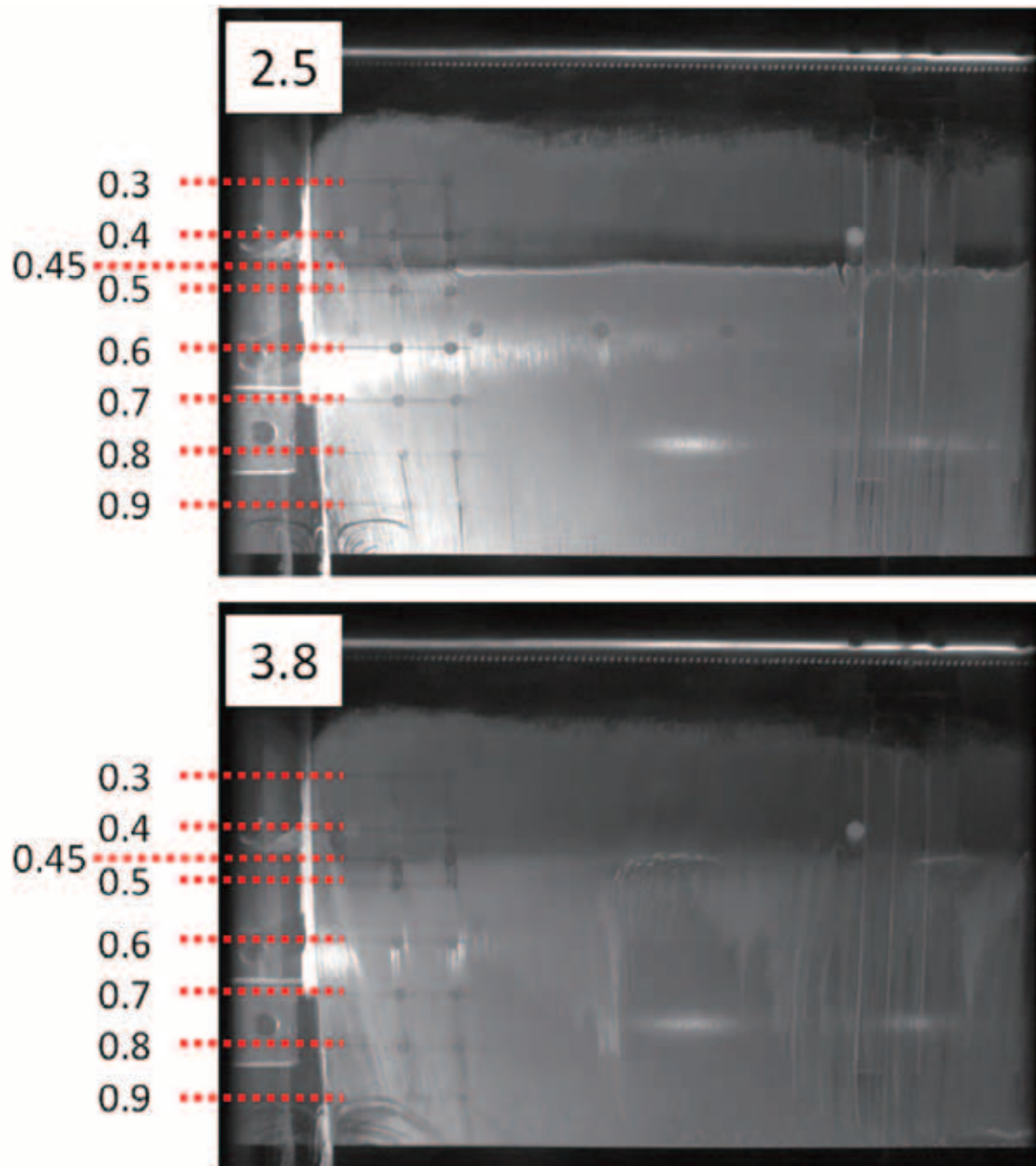


図 3-23 VGなしのオイルフローパターン 左舷側を通風中に撮影。脚注は補正迎角。設定 AoA=4.0°, 5.0°。破線はコード位置。

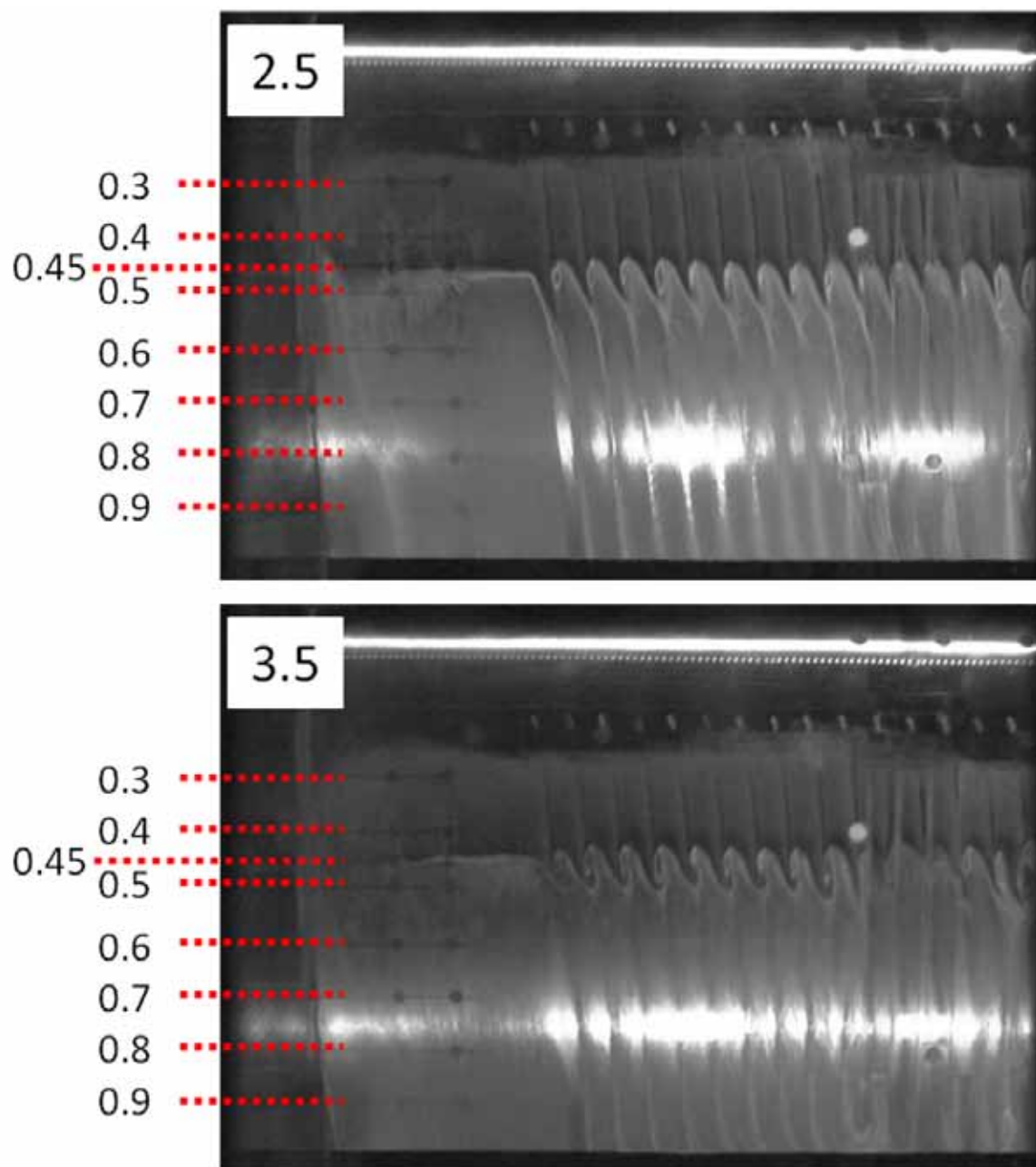


図 3-24 VG あり ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$) のオイルフローパターン 左舷側を通風中に撮影。脚注は補正迎角。設定 $AoA=4.0^\circ$, 5.0° 。破線はコード位置。

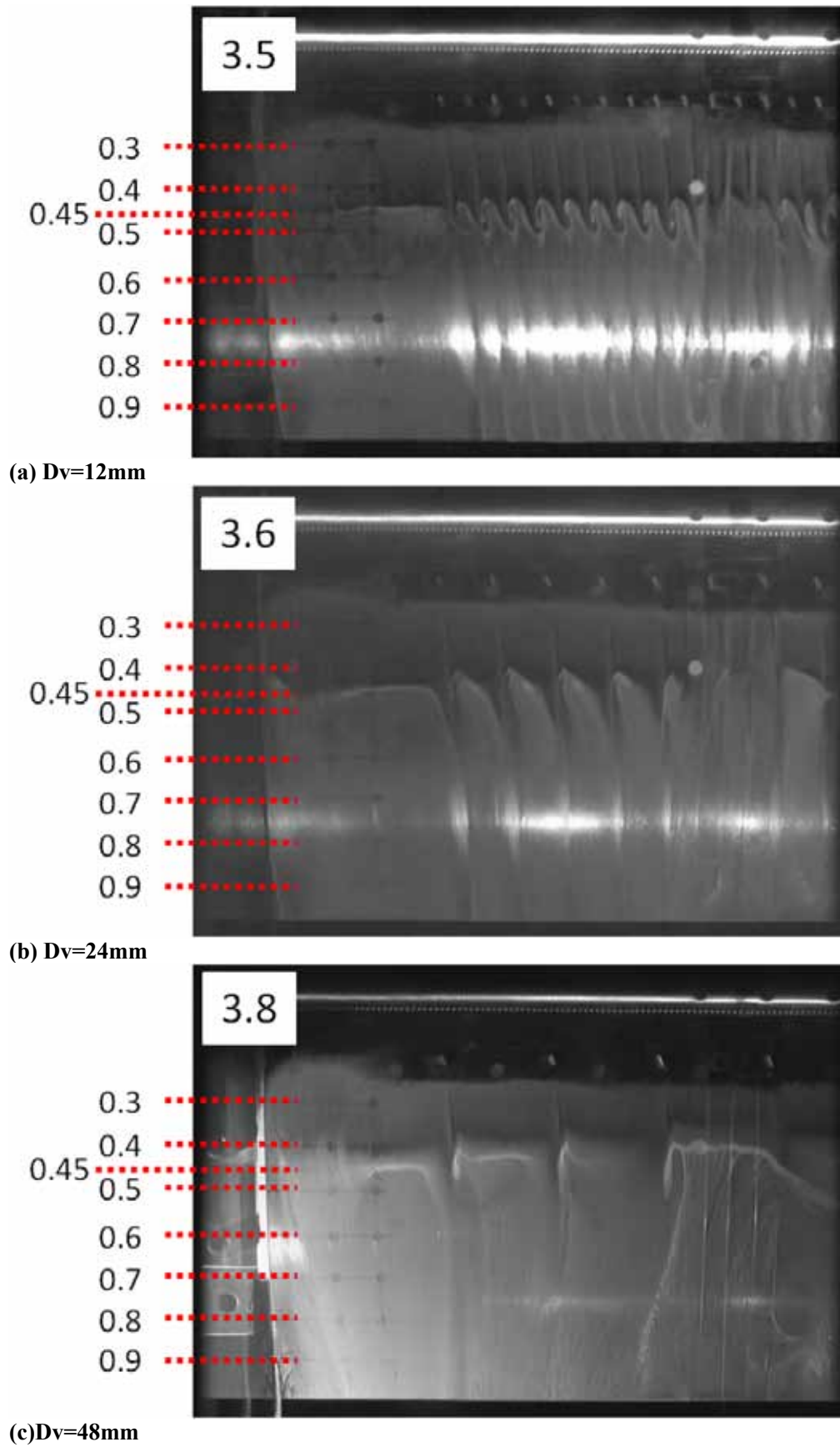


図 3-25 VG あり($H_v=1.2\text{mm}$)のオイルフローパターン 左舷側を通風中に撮影。脚注は補正迎角。設定 $AoA=5.0^\circ$ 。破線はコード位置。

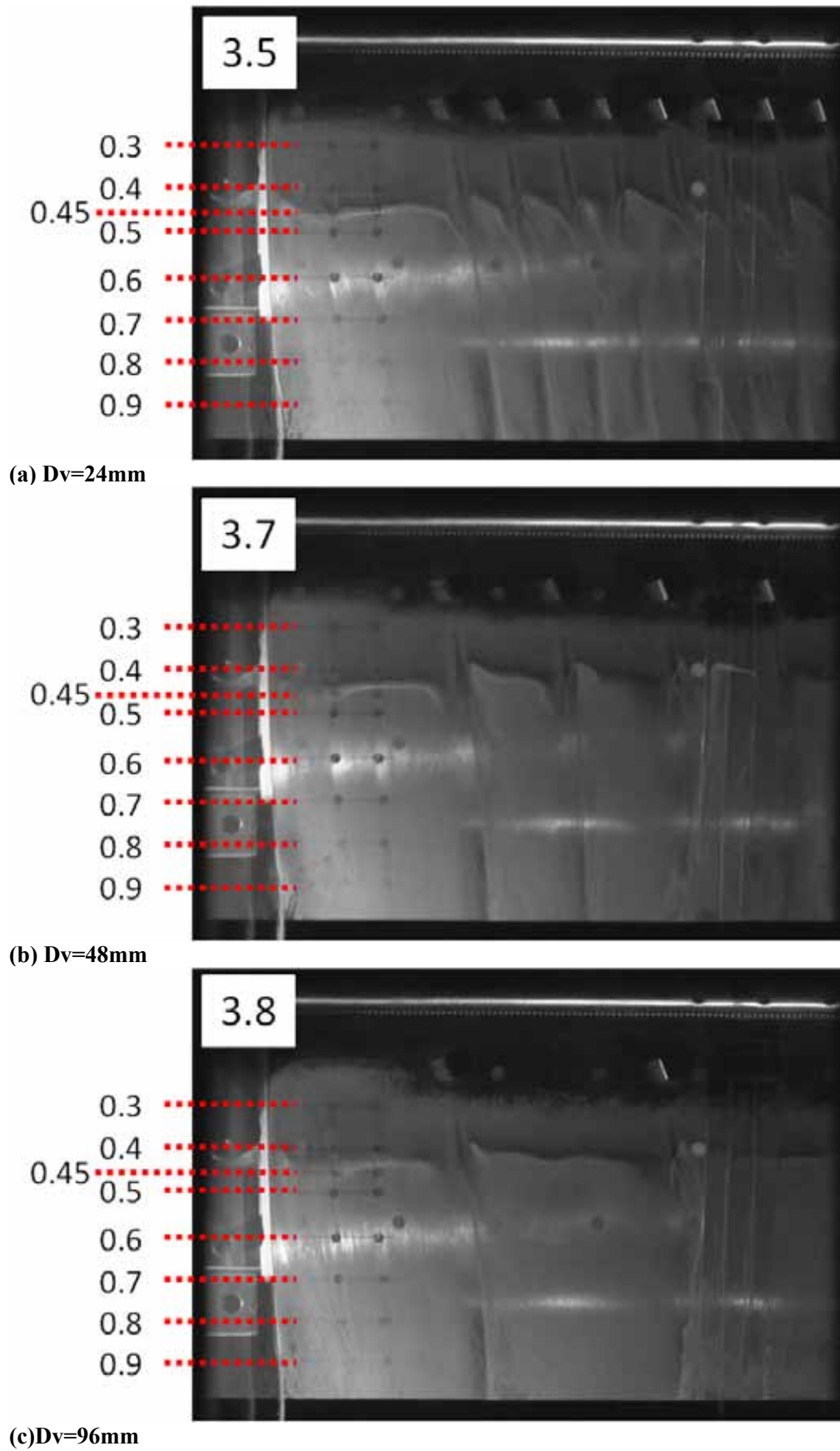


図 3-26 VG あり($Hv=2.4\text{mm}$)のオイルフローパターン 左舷側を通風中に撮影。脚注は補正迎角。設定 $AoA=5.0^\circ$ 。破線はコード位置。

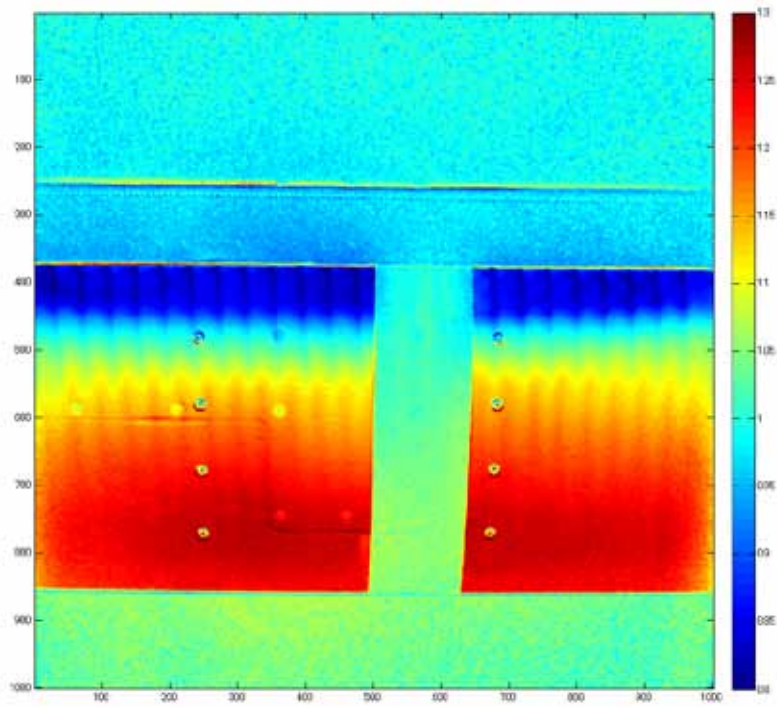


図 3-27 VG あり ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, 設定 $AoA=4.0^\circ$) の感圧塗料(PSP)画像

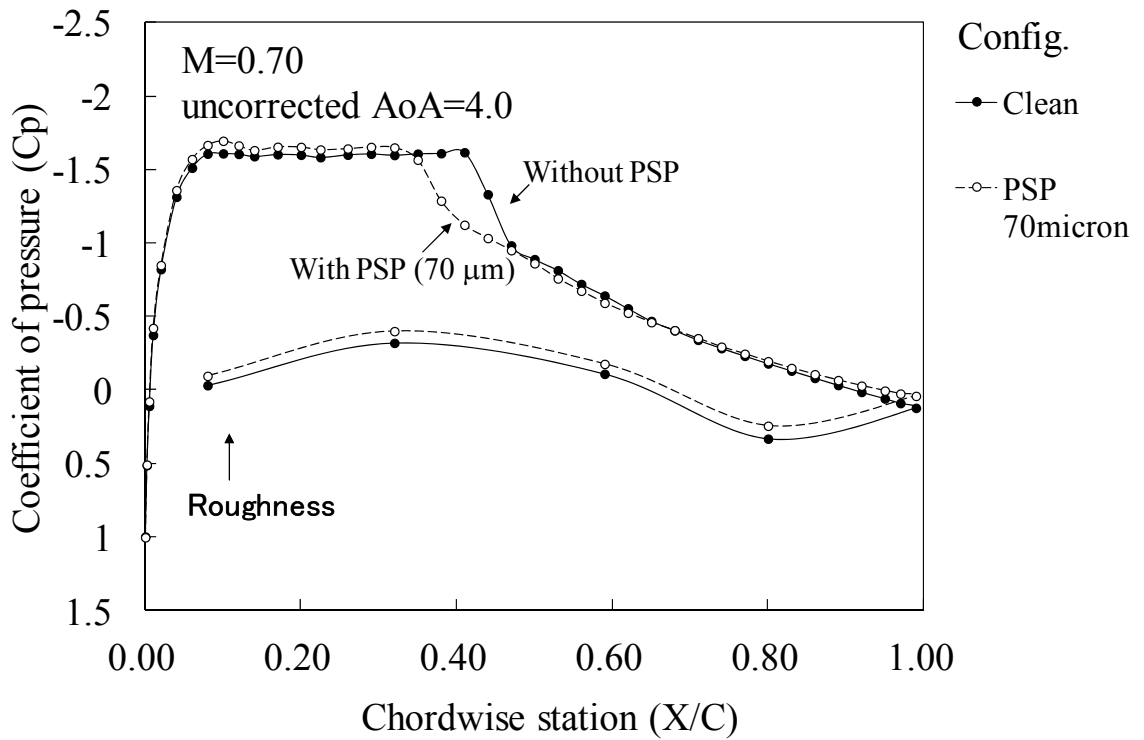


図 3-28 感圧塗料(PSP)の圧力係数への影響

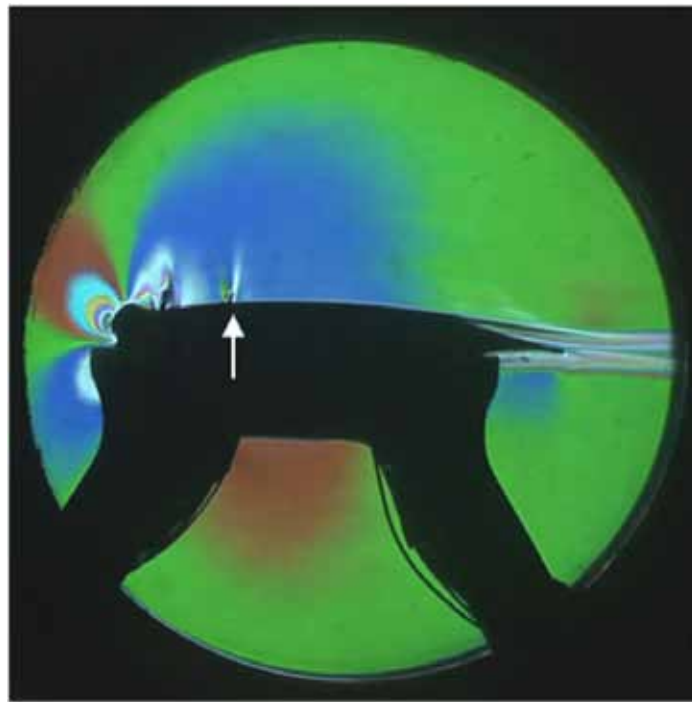


図 3-29 感圧塗料(PSP)の流れ場への影響 (シュリーレン写真) PSP 塗装開始位置に衝撃波 (矢印) が観察された。設定 $AoA=1.0^\circ$

3.1.6 SC(2)-0518 二次元翼風洞試験の結論

遷音速域における旅客機の安定飛行領域の拡大を目的とし、バフェット境界の拡大に有効な翼前縁近傍に設置する VG の風洞試験を JAXA 0.8m × 0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞で行った。VG の高さが 1.2mm と 2.4mm の場合について、設置間隔の影響を、翼面上の圧力計測の結果より得られる揚力係数を中心に調べた。高さ 1.2mm は CFD を用いた事前検討により推算した速度境界層厚さの 1.5 倍である。試験・計測技術および VG パラメータの効果について、以下が重要な結果である。

試験・計測技術について

- ・高さ約 1mm の VG を専用治具およびアクリル系仮止め接着剤により良好に接着かつ剥離し、複数の VG 試験条件を実現できることを確認した。
- ・圧力計測では定量的な VG 効果を把握することができた。シュリーレン法では衝撃波の振動の有無を含めたコード方向の流れ場の様子を、オイルフローでは、翼スパン方向の VG の影響を定性的に評価できた。感圧塗料計測については、感度についての問題はなかったが、塗装のための段差が衝撃波位置を変えるなどの問題が生じた。前縁を含む翼全体に感圧塗料塗装を施すなどの改善が必要である。
- ・本風洞の二次元翼型における VG 試験においては、データ取得効率の観点からは圧力計測およびシュリーレン法の組み合わせが最も適していた。

VG パラメータの効果について

- ・VG 高さ 1.2mm と 2.4mm の両方において、隣り合う VG の間隔が VG 高さの 10 倍の場合の VG の効果は明瞭であった。

- ・VG間隔がVG高さの20倍ではVG高さが1.2mmについては明瞭な効果が確認されたが、VG高さが2.4mmについては揚力低下の開始する迎角が間隔10倍の場合に比べて低くなった。
- ・VG間隔がVG高さの40倍では、揚力係数におけるVGなし形態との差は微小であった。他方、シュリーレン写真からは、衝撃波の振幅が抑制されていることを確認できた。

3.2 CRM 二次元翼によるVG基礎特性試験

3.2.1 記号

3.2においては、3.1.1に示した記号を用いる。また、VGパラメータについても、図3-7に従うものとする。

3.2.2 CRM 二次元翼風洞試験の目的

本風洞試験では、SC(2)-0518よりも現在運航中の旅客機の翼型に近いNASA Common Research Model (CRM)の二次元翼模型 [7] を用い、VGパラメータの影響を調査することを目的とした。変化させたVGパラメータは、VG高さ(Hv)、VG間隔(Dv)、VG取り付け角(Av)、VGアスペクト比(Lv/Hv)、VGコード位置(Xv)である。これらのバフエット抑制効果への影響を揚力係数 C_L に基づき調査した。また、HvとDvについては、二つの翼型間の比較も目的とした。SC(2)-0518における試験と同様に、シュリーレン系、オイルフローによる可視化画像も取得した。PSP計測については塗装方法の問題点が解消されず、効率性の点でも問題があるため行わなかった。

3.2.3 試験方法

3.2.3.1 風洞および気流条件

本実験は、先の風洞試験と同様に、図3-1に示したJAXA 0.8m × 0.45m高レイノルズ数遷音速風洞(JTWT2)にて行った。一様流の設定Mach数は0.74を、設定Reynolds数は 5×10^6 を基準条件とした。Reynolds数の代表長は二次元翼模型のコード長C(=200mm)である。Reynolds数効果を調べるために設定Mach数0.74において、設定Reynolds数が 10×10^6 での計測も行った。なお、全機模型のNASA-Common Research Model [15]の設計Mach数は0.85である。本試験では、後述の翼型定義およびその際の後退角を考慮し、また、上下壁干渉でMach数が多少低下することも考慮して、設定Mach数を0.74とした。

模型の支持方法、側壁境界層の吸い込み条件は、3.1.3に示したSC(2)-0518模型の試験方法と同じである。本条件での試験時間は、SC(2)-0518模型の試験時と同様に、Reynolds数が 5×10^6 の条件で約60秒、 10×10^6 の条件で約40秒であった。なお、ヒステリシス現象の調査時だけは、Reynolds数 5×10^6 の条件においても境界層吸い込みのためのエジェクタを作動させずに試験を行った。これは、エジェクタの制御機構が故障したためである。試験日程を含む試験条件一覧をAppendix(I)に示す。

3.2.3.2 CRM 二次元翼模型

本風洞試験では、CRM 二次元翼模型を使用した。CRM 二次元翼模型の翼型形状座標を表 3-5 に、断面図を図 3-30 に示す。CRM 二次元翼の翼型形状は、全機模型である CRM [15] における 65% スパン位置において、主流方向に切断した断面を基準にした。主流方向に切断したため、実際の翼上面の流線方向と切断した方向は一致しない。衝撃波位置に当たる 50% コード長位置での主流方向に対する後退角は 31.5° である。後退角の影響を考慮し、後退角 31.5° の面に、65% スパン位置において切断した断面を投影した断面形状を二次元翼模型の翼型形状とした。なお後縁は風洞試験模型として製作可能な切り落とし形状とした。

CRM 二次元翼模型のコード長は 200mm、スパン長は 450mm、主要部の材質はステンレス鋼 (HPM38) である。圧力孔は計 80 点である。圧力孔列は、上面のコード方向に 3 列、X/C=0.94 のスパン方向に 1 列、翼下面に 1 列である。圧力孔の位置情報を表 3-6 および図 3-30 と図 3-31 に示す。

SC(2)-0518 における風洞試験と同様に、乱流境界層を模擬するため、翼上下面の X/C = 10% にディスクラフネスを設置した。ラフネス高さは、文献 [11] に従い、上下壁干渉の影響を考慮して Mach 数 0.73, Reynolds 数 5×10^6 条件において、翼上面を二次元平板と仮定して見積もった。ラフネス高さを代表長とする遷移 Reynolds 数を 600 とする時、ラフネス高さは $46\mu\text{m}$ であった。確実に遷移させるために、やや高めの高さ $79\mu\text{m}$ のディスクラフネス (CAD-CUT 社製 Trip Dots, 3.1 mil Silver matte, 直径 0.05 inch, 間隔 0.1 inch) を設置した。このディスクラフネスは、SC(2)-0518 で使用したものと同一である。

SC(2)-0518 模型と同様に、本風洞試験において CRM 二次元翼模型の基礎特性も計測した。Mach 数 0.74 以外の圧力係数分布を Appendix(J) に示す。

3.2.3.3 VG 及び VG 試験パラメータ

CFD による全面乱流を仮定した二次元計算の結果、CRM 二次元翼模型においても、X/C=20% における 99% 速度境界層厚さは約 0.8mm であった。よって、本試験においても、VG 高さ (Hv) が、1.2mm と 2.4mm の L 字形状の VG パーツを使用した。VG の長さ (Lv) が VG 高さの 4 倍のものについては、SC(2)-0518 二次元翼模型の試験時と同じものを使用した。また、Lv/Hv の影響を調べるために、Hv=1.2mm と同一断面形状で Lv=6.0mm の VG パーツを使用した。VG の設置位置 Xv はコード方向の翼前縁からの距離であり、Xv/C=15%, 20%, 30% とした。VG の取り付け角 Av は、翼前縁に垂直な方向に対して 10° , 20° , 30° とした。隣り合う VG 間の距離 Dv は、VG の高さ Hv を基準として、Dv/Hv が 10, 20, 40 の 3 条件とした。試験時には、間隔 Dv が密な条件から試験を行い、VG を間引くことで間隔が広い条件の形態に変更した。VG の設置位置を、図 3-7 の VG 角部の○で囲まれた座標として表 3-7 に示す。なお、圧力孔と VG の位置関係は図 3-31 の通りである。本報告書における試験条件の呼称と各パラメータの対応関係を表 3-8 に示す。

3.2.3.4 風洞試験における VG の取り付け方法

本試験においても、VG の設置は風路内で行った。VG の設置には図 3-32 に示す専用治具を使用した。本専用治具も先の実験で使用した専用治具と同様に、コの字形状をしたパーツ A と楕円形状をしたパーツ B からなる。パーツ A のケガキ線と模型のスパン方向中心の圧力孔を重ねることでパーツ A の模型に対する位置合わせを行った。CRM 二次元翼模型も磁性があるため磁石による吸着が可能である。パーツ

A を磁石により固定した後、楕形のパーツ B によりコード位置 (X_v), スパン方向位置 (D_v), 取り付け角 (A_v) を定めた。異なるコード位置と取り付け角を実現するために 5 種類のパーツ B を使用した。VG 接着後の二次元翼模型の写真を図 3-33 に示す。

VG の接着は、先の試験と同様に 2 液反応型アクリル系接着剤であるスカイロック RD57G (日化精工株式会社製) とスカイロック VA-05 プライマー (日化精工株式会社製) を使用した。本試験においては、 $H_v=2.4\text{mm}$, $Re=10 \times 10^6$ 条件において、VG が通風中に剥離する問題が生じた。接着後の気温が 10°C 以下と低く、接着剤の硬化が不十分であったためである。ヒートガンを使用し、接着剤乾燥時の周囲温度を 20°C 程度に保つことで問題を解消した。

3.2.4 計測方法

3.2.4.1 圧力計測系、空力係数、シュリーレン系、オイルフロー

圧力計測方法および空力係数の算出方法、シュリーレン系、オイルフローの手法については、3.1.4 と同様に行った。詳細は、3.1.4 を参照されたい。

3.2.4.2 壁干渉補正について

図 3-34 に沢田の方法 [14] により求めた上下壁干渉補正量を示す。本結果は、 $Re=5 \times 10^6$, $M=0.74$ 条件における VG なしの結果である。沢田の方法 [14] は、厳密には揚力傾斜が一定の迎角の低い領域にのみ適用可能であるが、本試験ではデータの接続を考慮して、全データに対して同様の補正を行っている。各物理量の補正量の最大値をみると、Mach 数は -0.006 , 揚力係数 (C_L) は $+0.006$, 迎角は -1.6° 程度の補正が必要であったことが分かる。

上記のように、上下壁干渉については、沢田の方法 [14] を用いて補正を行っているが、本風洞試験では、側壁の影響は除去しきれていない。後述のように、翼後縁の剥離時には、側壁の影響が主要因と考えられる非二次元的な流れ場が形成される。そのため、周期境界条件を用いることで側壁を考慮していない CFD と本試験結果の比較では、側壁干渉の影響による差異が生じ得る。

3.2.4.3 揚力係数の不確かさについて

3.2.5 においては、揚力係数に基づき、VG の各パラメータの影響を評価する。そのため、ここでは、評価時の有意差か否かの判断基準として、揚力係数の不確かさについて示す。本計測では、限られた測定点を除き、計測回数は 1 回である。そこで、ここでは、測定回数が 1 回の計測値に対する不確かさを示す。図 3-35(a) は、揚力係数の不確かさ (包括度 95%) である。VG なし、VG1.2mm12mm20deg20%AR4, VG1.2mm48mm20deg20%AR4 について、同一条件での計測回数が 4 回以上の実験点について示した。圧力係数 C_p の不確かさは 0.01 未満 (計測値の 1% 未満) である。そこで、やや大きめではあるが、揚力係数の不確かさ解析における正確度 (B) を計測値の約 1% である 0.01 とした。精密度 (S) は各点における標準偏差とし、計測点数に応じた Student 値 (t) を乗じて 95% 偶然誤差限界 (tS) を求めた。不確かさ (U) は、この正確度 (B) と 95% 偶然誤差限界 (tS) より次式により求めた。

$$U = \sqrt{B^2 + (tS)^2} \quad (3-10)$$

図 3-35(a) に示すように揚力係数の不確かさは 0.02 程度である。VG 効果の評価時には、VG なしと VG ありの揚力係数の差分を評価するが、差分値としても、不確かさとして、0.03 程度を考慮すればよい。

図 3-35(b) に、不確かさに基づくエラーバとともに迎角に対する揚力係数を示す。横方向のエラーバは迎角設定における 95% 偶然誤差限界 (tS) である。エラーバを考慮しても、VG は揚力改善に効果があることを確認できる。

表 3-5 CRM 二次元翼型の形状座標

模型表面座標 計測値			
y	38.99	y	20.497
x	z(上面)	x	z(下面)
0	0	0.551	-1.352
0.453	1.432	1.054	-1.819
0.912	2.107	1.555	-2.174
1.48	2.601	2.047	-2.466
1.901	2.999	2.546	-2.725
2.399	3.341	3.039	-2.951
2.878	3.639	3.537	-3.16
3.393	3.92	4.034	-3.349
3.887	4.165	4.532	-3.524
4.386	4.396	5.033	-3.691
4.893	4.613	6.037	-3.993
5.909	5.002	9.031	-4.735
8.913	5.956	12.026	-5.332
11.953	6.726	15.021	-5.849
14.933	7.374	18.02	-6.308
17.95	7.942	21.015	-6.72
20.946	8.447	24.022	-7.096
23.95	8.902	27.016	-7.441
26.958	9.322	30.009	-7.751
32.967	10.06	33.017	-8.037
39.975	10.784	40.013	-8.616
44.972	11.226	45.015	-8.954
49.98	11.622	50.01	-9.236
54.98	11.959	55.01	-9.455
59.982	12.255	60.007	-9.624
64.983	12.496	65.004	-9.734
69.986	12.699	70.003	-9.793
74.987	12.844	79.994	-9.724
79.988	12.95	84.996	-9.607
84.991	13.016	89.991	-9.429
94.993	13.025	99.983	-8.906
114.996	12.556	109.993	-8.132
125	12.061	119.981	-7.109
135.004	11.329	129.987	-5.842
145.007	10.351	139.988	-4.362
155.014	9.102	149.977	-2.752
165.017	7.651	159.981	-1.128
175.024	6.091	169.982	0.351
185.018	4.454	179.983	1.411
195.035	2.181	190.013	1.558

表 3-6 CRM 二次元翼型圧力孔座標

上面中央列				
No.	x/c	x	y	z(spline補完)
1	0	0	0	0.00
2	0.002	0.4	3	1.31
3	0.005	1	-3	2.19
4	0.01	2	0	3.08
5	0.02	4	3	4.22
6	0.04	8	0	5.69
7	0.06	12	0	6.74
8	0.08	16	0	7.58
9	0.1	20	0	8.29
10	0.12	24	0	8.91
11	0.14	28	0	9.46
12	0.17	34	0	10.18
13	0.2	40	0	10.79
14	0.23	46	0	11.31
15	0.26	52	0	11.76
16	0.29	58	0	12.14
17	0.32	64	0	12.45
18	0.35	70	0	12.70
19	0.38	76	0	12.87
20	0.41	82	0	12.98
21	0.44	88	0	13.04
22	0.47	94	0	13.03
23	0.5	100	0	12.97
24	0.53	106	0	12.85
25	0.56	112	0	12.67
26	0.59	118	0	12.43
27	0.62	124	0	12.12
28	0.65	130	0	11.73
29	0.68	136	0	11.24
30	0.71	142	0	10.67
31	0.74	148	0	10.00
32	0.77	154	0	9.24
33	0.8	160	0	8.40
34	0.83	166	0	7.50
35	0.86	172	0	6.56
36	0.89	178	0	5.63
37	0.92	184	1.5	4.64
38	0.94	188	1.5	3.88
39	0.97	194	0	2.47
40	0.99	198	0	1.28

下面中央列とその他圧力孔				
No.	x/c	x	y	z(spline補完)
41	0.94	188	50	3.88
42	0.94	188	100	3.88
43	0.94	188	150	3.88
44	0.94	188	-50	3.88
45	0.94	188	-100	3.88
46	0.94	188	-150	3.88
47	0.94	188	-1.5	1.63
48	0.92	184	-1.5	1.61
49	0.89	178	0	1.26
50	0.86	172	0	0.61
51	0.8	160	0	-1.13
52	0.68	136	0	-4.97
53	0.56	112	0	-7.95
54	0.44	88	0	-9.51
55	0.32	64	0	-9.72
56	0.2	40	0	-8.62
57	0.14	28	0	-7.55
58	0.12	24	0	-7.09
59	0.1	20	0	-6.59
60	0.08	16	0	-6.00
61	0.06	12	0	-5.33
62	0.04	8	0	-4.50
63	0.02	4	-3	-3.34
64	0.01	2	0	-2.44
65	0.005	1	3	-1.78
66	0.002	0.4	-3	-1.18
67	0.41	82	5	12.98
68	0.47	94	5	13.03
69	0.53	106	5	12.85
70	0.56	112	5	12.67
71	0.59	118	5	12.43
72	0.65	130	5	11.73
73	0.71	142	5	10.67
74	0.41	82	-5	12.98
75	0.47	94	-5	13.03
76	0.53	106	-5	12.85
77	0.56	112	-5	12.67
78	0.59	118	-5	12.43
79	0.65	130	-5	11.73
80	0.71	142	-5	10.67

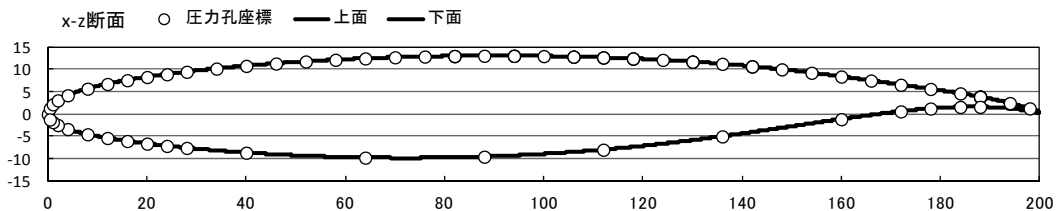


図 3-30 CRM 二次元翼型モデル断面図

表 3-7 Vortex Generators 設置位置の座標

D/Hv=10(Hv=1.2mm)

No.	x/c	x, mm	y, mm
1	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	144
2	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	132
3	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	120
4	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	108
5	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	96
6	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	84
7	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	72
8	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	60
9	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	48
10	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	36
11	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	24
12	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	12
13	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	0
14	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-12
15	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-24
16	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-36
17	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-48
18	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-60
19	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-72
20	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-84
21	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-96
22	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-108
23	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-120
24	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-132
25	0.15, 0.2, 0.3	30, 40, 60	-144

D/Hv=20(Hv=1.2mm), 10(Hv=2.4mm)

No.	x/c	x, mm	y, mm
1	0.2	40	144
3	0.2	40	120
5	0.2	40	96
7	0.2	40	72
9	0.2	40	48
11	0.2	40	24
13	0.2	40	0
15	0.2	40	-24
17	0.2	40	-48
19	0.2	40	-72
21	0.2	40	-96
23	0.2	40	-120
25	0.2	40	-144

D/Hv=40(Hv=1.2mm), 20(Hv=2.4mm)

No.	x/c	x, mm	y, mm
1	0.2	40	144
5	0.2	40	96
9	0.2	40	48
13	0.2	40	0
17	0.2	40	-48
21	0.2	40	-96
25	0.2	40	-144

D/Hv=40(Hv=2.4mm)

No.	x/c	x, mm	y, mm
5	0.2	40	96
13	0.2	40	0
21	0.2	40	-96

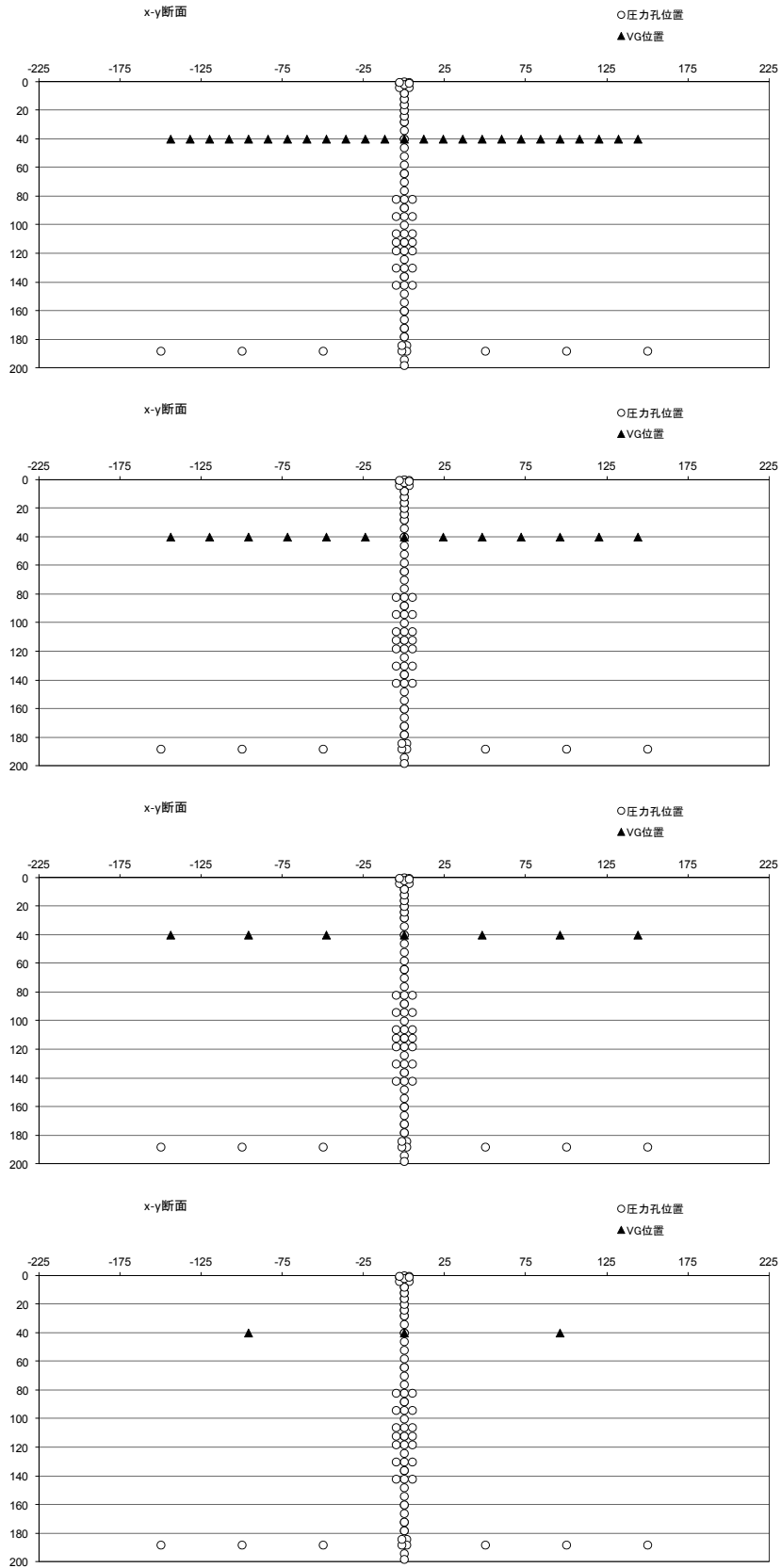


図 3-31 圧力孔列と VG 設置位置の関係: 上段から Dv=12, 24, 48, 96mm の配置

表 3-8 CRM 二次元翼模型風洞試験条件と形態呼称

呼称	Re	Mach
Clean	5M	0.74
Clean	5M	0.75
Clean	5M	0.76
Clean	5M	0.78
CleanRe 10M	10M	0.74
CleanRe 10M	10M	0.76

呼称	Hv	Dv	Dv/Hv	Av	Xv/C	Lv/Hv (AR)	Re	Mach
VG1.2mm12mm20deg20%AR4	1.2	12	10	20	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm24mm20deg20%AR4	1.2	24	20	20	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm48mm20deg20%AR4	1.2	48	40	20	0.2	4	5M	0.74
VG2.4mm24mm20deg20%AR4	2.4	24	10	20	0.2	4	5M	0.74
VG2.4mm48mm20deg20%AR4	2.4	48	20	20	0.2	4	5M	0.74
VG2.4mm96mm20deg20%AR4	2.4	96	40	20	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm12mm20deg20%AR5	1.2	12	10	20	0.2	5	5M	0.74
VG1.2mm24mm20deg20%AR5	1.2	24	20	20	0.2	5	5M	0.74
VG1.2mm48mm20deg20%AR5	1.2	48	40	20	0.2	5	5M	0.74
VG1.2mm12mm10deg20%AR4	1.2	12	10	10	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm24mm10deg20%AR4	1.2	24	20	10	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm48mm10deg20%AR4	1.2	48	40	10	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm12mm30deg20%AR4	1.2	12	10	30	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm24mm30deg20%AR4	1.2	24	20	30	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm48mm30deg20%AR4	1.2	48	40	30	0.2	4	5M	0.74
VG1.2mm12mm20deg15%AR4	1.2	12	10	20	0.15	4	5M	0.74
VG1.2mm12mm20deg30%AR4	1.2	12	10	20	0.3	4	5M	0.74
VG1.2mm12mm20deg20%AR4Re 10M	1.2	12	10	20	0.2	4	10M	0.74
VG2.4mm24mm20deg20%AR4Re 10M	2.4	24	10	20	0.2	4	10M	0.74
VG1.2mm12mm20deg20%AR5Re 10M	1.2	12	10	20	0.2	5	10M	0.74
VG1.2mm12mm10deg20%AR4Re 10M	1.2	12	10	10	0.2	4	10M	0.74
VG1.2mm12mm30deg20%AR4Re 10M	1.2	12	10	30	0.2	4	10M	0.74

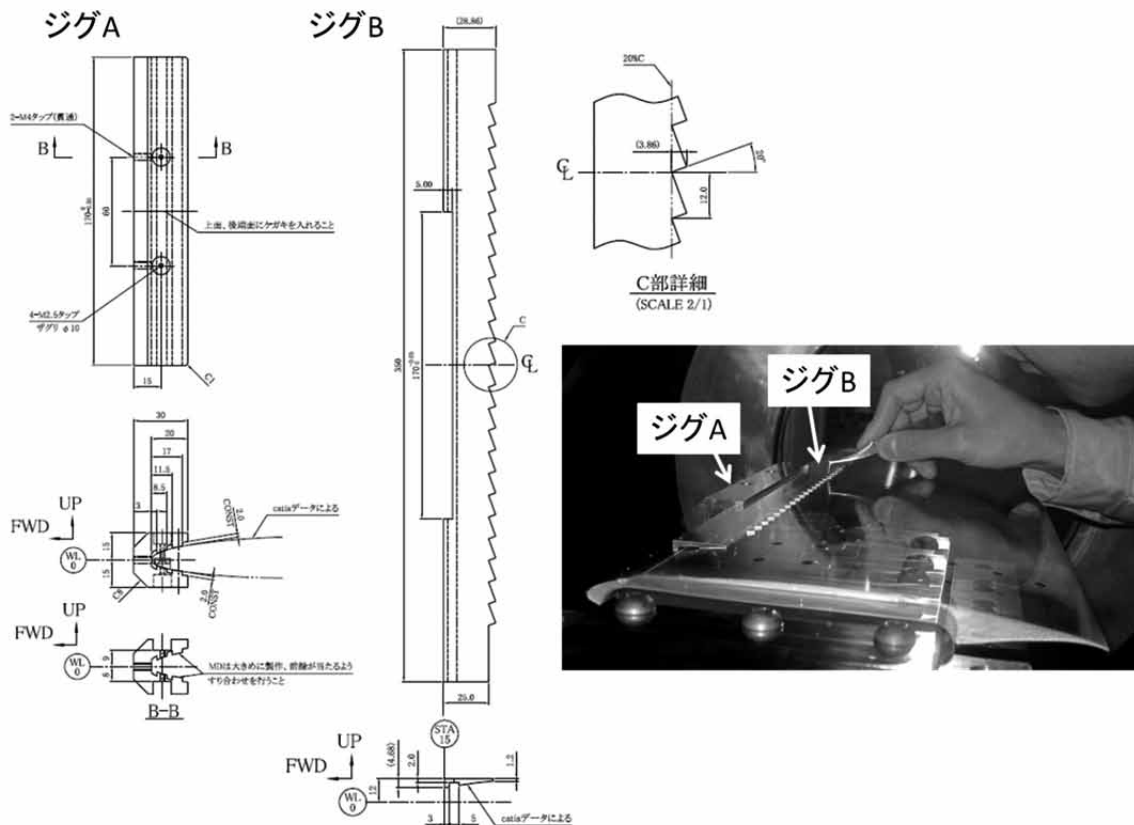
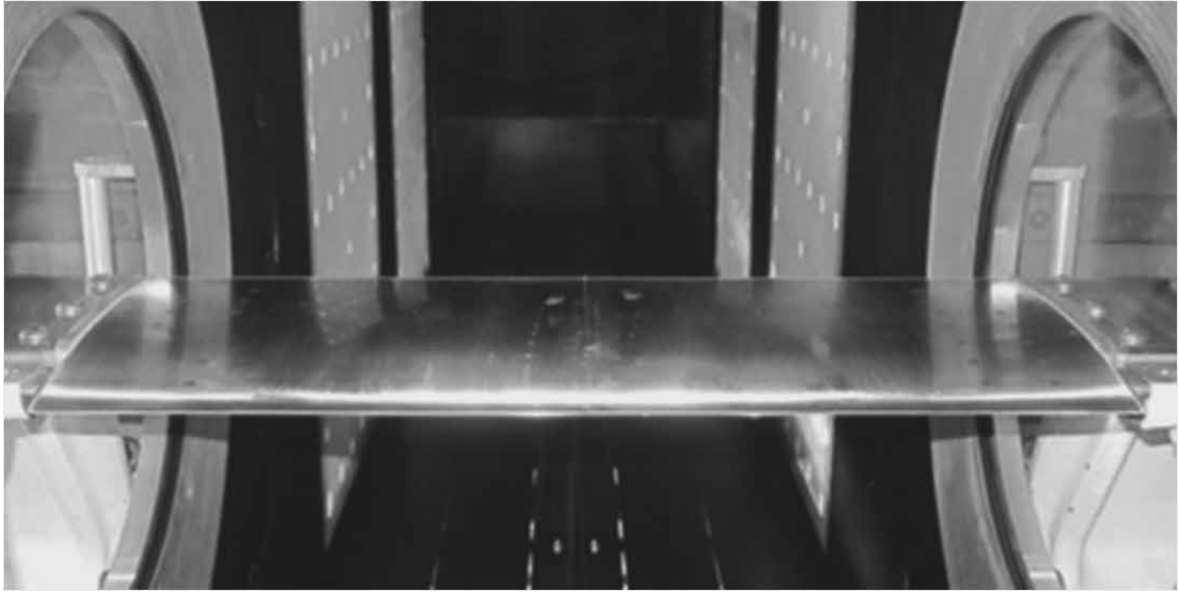
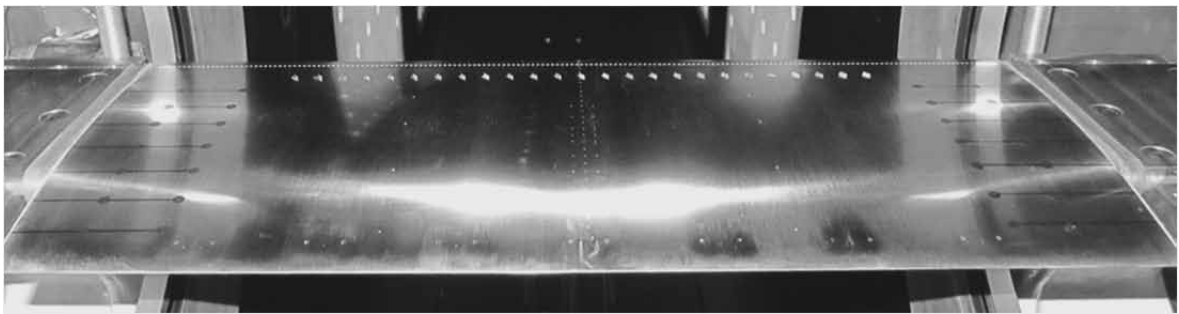


図 3-32 VG 設置用のジグおよび設置時の写真



(a) VG なし形態 (Clean 形態) 写真

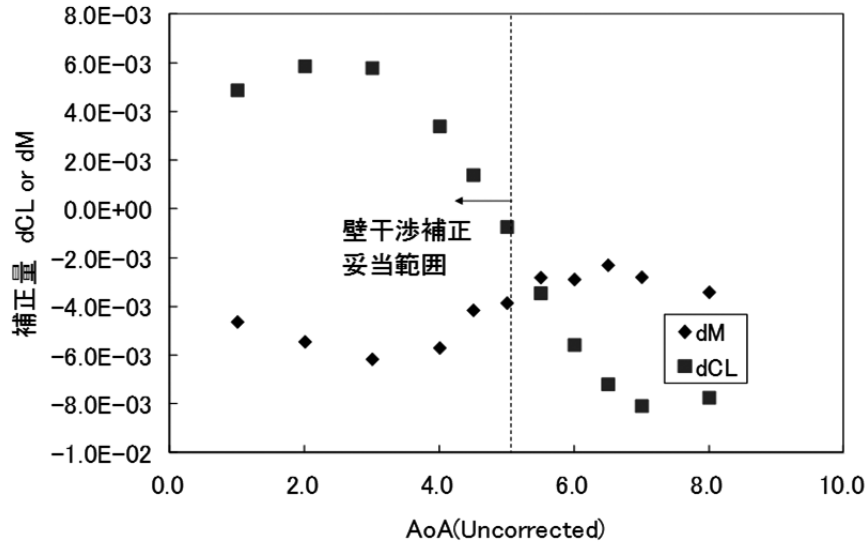


(b) VG あり形態 (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) 写真

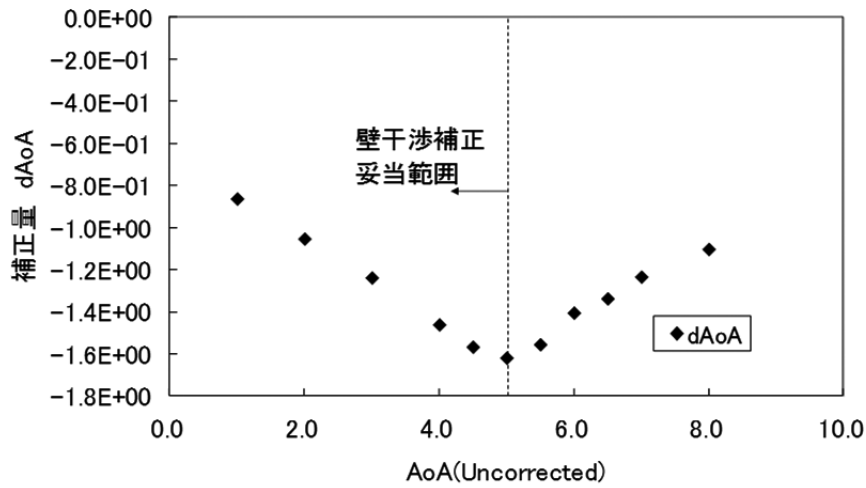


(c) VG 拡大写真

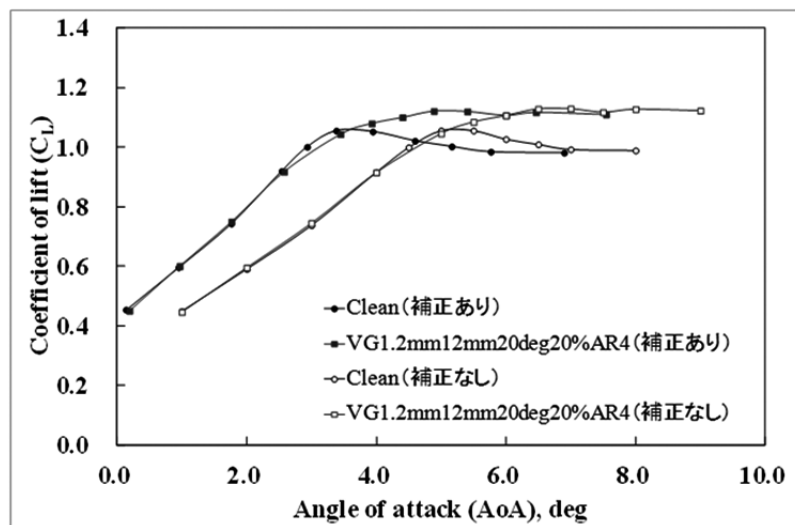
図 3-33 CRM 二次元翼模型および VG 設置時の写真



(a) 揚力係数と Mach 数の補正量 (Clean 形態)

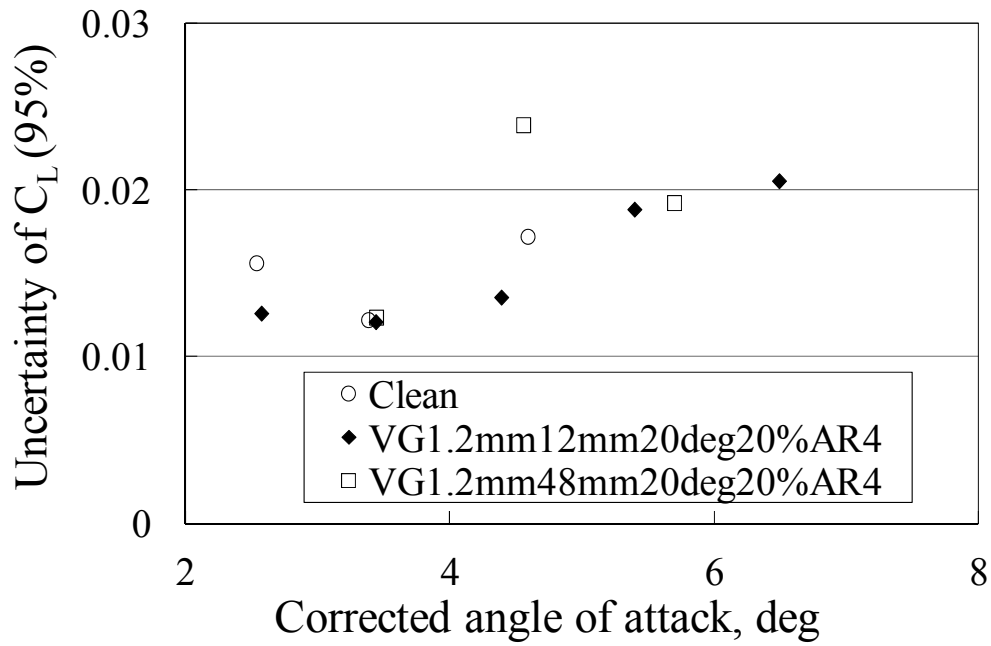


(b) 迎角の補正量 (Clean 形態)

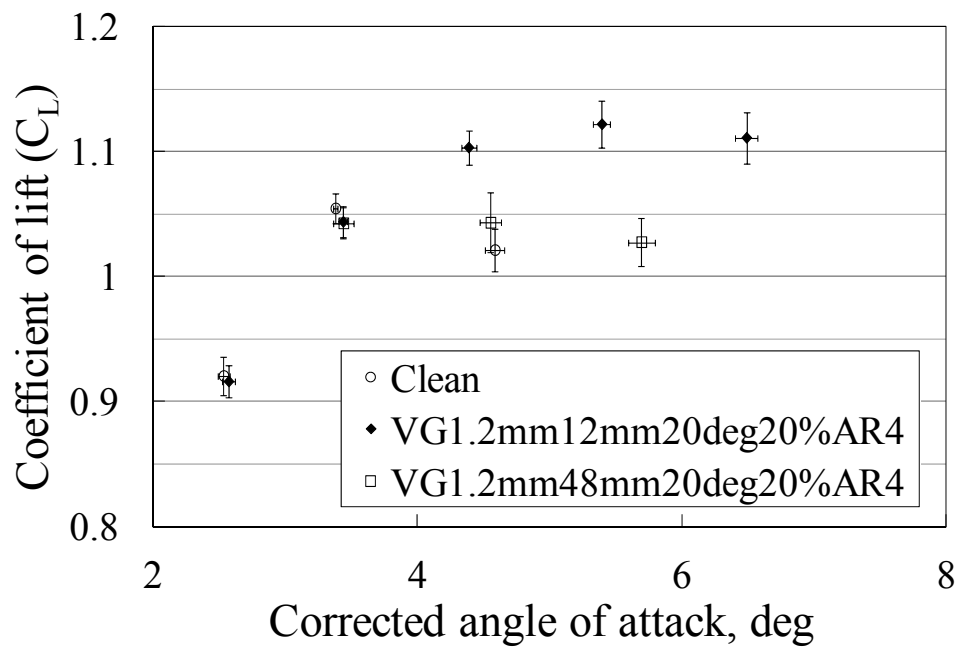


(c) 迎角と揚力係数の補正なしと補正ありの比較 (Clean 形態)

図 3-34 上下壁干渉補正の検討



(a) 揚力係数の不確かさ



(b) 迎角に対するエラーバつき揚力係数

図 3-35 揚力係数の不確かさ

3.2.5 結果

3.2.5.1 CRM 二次元翼模型における VG 効果

図3-36にVGなしのCRM二次元翼模型の圧力係数分布を示す。設定Mach数は0.74, 設定Reynolds数は 5×10^6 である。迎角は補正迎角を表示した。設定迎角は $3^\circ, 4^\circ, 5^\circ, 6^\circ, 7^\circ, 8^\circ$ である。

図3-36(a)は、模型スパン方向の中心線上($Y=0\text{mm}$)の圧力分布である。CRM二次元翼模型においても、SC(2)-0518二次元翼模型と同様に、非バフエット時およびバフエット時の特徴的な圧力分布を確認できる。図3-36(a)では、迎角 3.39° までの非バフエット時では、 $X/C=0.50$ 近傍に衝撃波による急峻な圧力勾配が存在する。この勾配は、迎角 4.61° 以上のバフエット時にはなだらかな勾配となる。これは、バフエットにより衝撃波が振動し、圧力分布が平均化されるためである。翼後縁については、非バフエット時の圧力係数は -0.1 程度と一定である。他方、バフエット時には、翼後縁の剥離により翼後縁の圧力係数は低下(図では、プロットは上方に移動)する。

図3-36(b)は $X/C=0.94$ におけるスパン方向の圧力孔列の結果である。非バフエット状態である迎角 3.39° 以下の迎角では、圧力係数は -0.1 程度であり、スパン方向の圧力係数の差異は小さく、圧力係数の分布は概ね二次元的である。バフエット時の迎角 4.61° 以上では、スパン方向中央($Y/l_s = 0$)の圧力係数が周囲よりも低い。 $Y/l_s=0$ 付近から剥離が始まるためである。迎角が高くなるほど、 $Y/l_s=0$ とその左右の点との圧力係数の差異は大きくなり、二次元性は崩れる。このような非二次元性は側壁の影響が主要因であると考えられる。

図3-37にVG1.2mm12mm20deg20%AR4の圧力係数分布を示す。表示した圧力係数分布の位置は、図3-36と等しく、また設定迎角も等しい。図3-37(a)の迎角 4.38° 以下の迎角では、 $X/C=0.5$ 付近の圧力勾配は急峻である。後縁の圧力係数の低下もない。VG1.2mm12mm20deg20%AR4では、迎角 4.38° までは、バフエットが抑制されている。図3-36で示したように、VGなしでは非バフエット状態は迎角 3.39° までである。VG1.2mm12mm20deg20%AR4では、VGは、バフエット開始迎角を 1° 程度増加させた。VG1.2mm12mm20deg20%AR4においても、迎角 5.37° 以上の迎角ではバフエット状態となる。図3-37(a)の迎角 5.37° 以上の迎角では $X/C=0.50$ 付近の圧力係数分布はなだらかであり、後縁の圧力係数は低下している。

図3-37(b)からは、VGが翼後縁のスパン方向中央部($Y/l_s=0$)の剥離を抑制することが分かる。図3-37(b)では、図3-36(b)で見られた翼後縁中央部($Y/l_s=0$)の圧力係数の低下が抑えられている。 $Y/l_s=-0.20$ から $+0.20$ においては、バフエット迎角にあたる迎角 5.37° においても、概ね二次元性が保たれている。迎角 4.38° より高迎角では、 $Y/l_s=-0.30$ の圧力係数が局所的に低下している。これは、この点がVGの影響領域から外れているためである。迎角 6.46° では、 Y/l_s のプラス側ほど圧力係数が低く、剥離が大きい。これはVGの縦渦が Y/l_s のプラス方向の誘導速度を生みだし、運動量の低い境界層が Y/l_s のプラス側に集まるためと考えられる。

上記以外の条件についても、圧力係数を計測したが紙面の関係で、ここでは省略する。詳細な圧力係数分布については、Appendix(J)にまとめた。また、圧力係数より求めた空力係数については、Appendix(K)にまとめた。適宜参照されたい。

図3-38に、VGなし形態とVG1.2mm12mm20deg20%AR4のシュリーレン写真を示す。一様流のMach数は0.74, Reynolds数は 5×10^6 である。流れの向きは紙面に向

かい左から右である。図中の数値は補正後の迎角である。設定迎角は 5° , 6° , 7° である。翼中央部 ($X/C=0.5$ 付近) の衝撃波に着目すると VG なし形態では、迎角が 4.61° の時、衝撃波が不鮮明になる。これは、迎角 4.61° の VG なしの条件では衝撃波が振動しているためである。他方、VG1.2mm12mm20deg20%AR4 のシュリーレン写真では、迎角 4.38° においても、 λ 衝撃波を明瞭に観察できる。これは、VG ありの条件では衝撃波が振動していないためである。シュリーレン写真からも VG がバフエットを抑制したことを確認できる。

各 VG 形態および VG なし形態について、複数のシュリーレン画像を取得した。上述以外のシュリーレン画像については、Appendix(L) にまとめた。前半は、VG なし形態の結果であり、後半は Reynolds 数 5×10^6 , 10×10^6 の VG なしとありの差を示す形でまとめた。

図 3-39 に、VG なし形態と VG1.2mm12mm20deg20%AR4 のオイルフロー画像を示す。一様流の Mach 数は 0.74 , Reynolds 数は 5×10^6 である。流れの向きは紙面に向かい上から下である。図中の数値は補正後の迎角である。設定迎角は 5° , 6° , 7° である。本画像は、通風中に撮影したビデオ画像から切り出したものであり、通風中のオイルフローパターンである。撮影領域は、翼上面の左側 ($Y/l_s < 0$) 半分領域である。翼端には $X/C=0.3$ から 0.9 まで、 0.1 刻みでマーキング (直線とマーカー) した。

図 3-39 では、 $X/C=0.5$ 付近に剥離によって形成される直線状のオイルだまりが存在する。この剥離は衝撃波と境界層の干渉によって形成されたものである。VG なし形態については、迎角 4.61° で $X/C=0.5$ 付近のオイルだまりが崩れてきている。迎角 5.79° では $X/C=0.5$ のオイルだまりは消える。迎角 5.79° では衝撃波が振動しているために、剥離領域が定在しない。他方、VG1.2mm12mm20deg20%AR4 では、迎角 5.37° まで波状のオイルだまりが残っている。VG により衝撃波振動が抑制され、衝撃波と境界層の干渉により形成される剥離領域が、高迎角まで定在している。

オイルフローの上述以外の写真は、Appendix(M) としてまとめた。翼上面左半分のみ写真は通風中のものであり、翼上面全体が映っているものは、通風後に撮影した画像である。通風後の画像では、VG 設置時に $Y > 0$ の翼端近傍で剥離が始まる様子を確認できる。適宜参照されたい。

3.2.5.2 VG 間隔 (D_v) および VG 高さ (H_v) の影響

ここでは SC(2)-0518 においても調査した VG 間隔 (D_v) と高さ (H_v) の影響について示す。図 3-40 は、 $A_v=20^\circ$, $X_v/C=0.2$, $AR(=L_v/H_v)=4$ の $H_v=1.2\text{mm}$ と 2.4mm の迎角に対する揚力係数である。Mach 数は 0.74 , Reynolds 数は 5×10^6 である。上下壁干渉補正後の迎角と揚力係数を示した。VG なしの形態に着目すると、バフエット開始迎角は 3.5° 付近である。 D_v/H_v が 10 の時、CRM 二次元翼模型においても、SC(2)-0518 二次元翼模型と同様に、VG の効果は明瞭である。VG1.2mm12mm20deg20%AR4 や VG2.4mm96mm20deg20%AR4 では、揚力係数は 5.0° 付近まで上昇している。

VG 間隔 D_v の影響を抽出するために、図 3-41 に、同一高さの VG について、横軸に D_v/H_v をとり、縦軸に VG ありと VG なしの揚力係数の差 ($C_{L_{VG}} - C_{L_{Clean}}$) をとるグラフを示す。図 3-41(a) は $H_v=1.2\text{mm}$ の結果であり、図 3-41(b) は $H_v=2.4\text{mm}$ の結果である。図中の直線は、同一迎角の実験点に対する線形回帰直線である。

図 3-41(a) に示すように、 $H_v=1.2\text{mm}$ では、VG の間隔が増加するほど VG の効果

は低下する。図 3-41(b) の $H_v=2.4\text{mm}$ についても、迎角 6.1° までは間隔が増加するほど VG の効果は低下する。VG の間隔の影響は明瞭である。

図 3-41(b) において、迎角 6.7° のみ、 $D_v/H_v=10$ の時に揚力係数が著しく低下した。この点は図 3-40 でも確認できる。高い VG を密に配置した際には、揚力の急低下が起こりうることを示している。このような揚力の急低下の理由は、以下のように考察される。同一間隔であっても、VG 高さが高いほど VG が形成する高い圧力領域が広範囲になる。よって、VG の形成する高圧領域と衝撃波は VG 高さが高く間隔が密なほど干渉しやすくなる。迎角が高くなると衝撃波の振幅が大きくなる。 $H_v=2.4\text{mm}$ の $D_v/H_v=10$ という最も広い高圧領域を形成する条件では、VG の形成する高圧領域と衝撃波が干渉し、前後の圧力バランスをとるために、衝撃波はより上流までさかのぼった。結果として、翼上面の低圧領域は減少し揚力は低下した。

図 3-42 に、SC(2)-0518 二次元翼模型における図 3-41 と同一の物理量に関するグラフを示す。図 3-42(a) は $H_v=1.2\text{mm}$ の結果であり、図 3-42(b) は $H_v=2.4\text{mm}$ の結果である。SC(2)-0518 二次元翼模型においても VG 間隔が広がるほど、揚力係数が低下し、VG の効果は小さくなる。対象とした 2 種類の翼型に関しては、翼型が異なることによる VG の間隔効果に関する定性的な差はなかった。いずれの翼型においても、VG 間隔が広がるほど、揚力の改善効果は低下した。

VG 高さ (H_v) の効果を明らかにするために、図 3-43 と図 3-44 に、横軸を VG 高さ H_v と 99% 速度境界層厚さ (CFD からの推算値) の比 (H_v/δ) とし、縦軸を VG ありと VG なしの揚力係数の差 ($C_{L_{VG}}-C_{L_{Clean}}$) とするグラフを示す。図 3-43 は CRM 二次元翼模型の結果であり、図 3-44 は SC(2)-0518 二次元翼模型の結果である。また (a) 図は $D_v=24\text{mm}$ の結果であり、(b) 図は $D_v=48\text{mm}$ の結果である。CRM 二次元翼模型における迎角 6.8° で揚力が急低下する点を除くと、翼型によらず、VG 高さ H_v が増加するほど、VG 効果による揚力の増分 ($C_{L_{VG}}-C_{L_{Clean}}$) は増加した。いずれの翼型においても、本試験の範囲では、VG 高さが増すほど揚力は改善した。

3.2.5.3 VG 取り付け角度 (A_v) の影響

図 3-45 に、VG 取り付け角度 (A_v) が 10° と 20° の場合の迎角に対する揚力係数と、VG 取り付け角度 (A_v) が 30° と 20° の迎角に対する揚力係数を示す。 $D_v=24\text{mm}$ において、 $A_v=10^\circ$ の揚力が同一間隔の他の取り付け角度に比べて高い。 $D_v/H_v=20$ の VG1.2mm24mm10deg20%AR4 の揚力係数は、 $D_v/H_v=10$ の揚力係数とほぼ同じ値である。

取り付け角度 A_v の影響を抽出する為に、横軸に A_v を縦軸に揚力増分 ($C_{L_{VG}}-C_{L_{Clean}}$) をとったグラフを図 3-46 に示す。(a) 図は $D_v=12\text{mm}$, (b) 図は $D_v=24\text{mm}$, (c) 図は $D_v=48\text{mm}$ の結果である。(a) 図においては、取り付け角による揚力増分の差異は微小である。(b) 図においては、線形回帰直線は、 A_v が増加するほど揚力増分が低下する傾向を示している。(c) 図においては、 A_v が増加するほど、揚力増分が増加する傾向を示している。取り付け角度 A_v の揚力増分に対する影響は、明らかに VG の間隔に依存している。

VG の取り付け角度 A_v が増すほど、VG の形成する縦渦の強度が増し、揚力増分も上昇することを期待した。しかしながら、図 3-46(a) と (b) に示すように、VG の取り付け角度の増加は必ずしも揚力の改善にはつながらない。VG の取り付け角が高い条件では、VG 近傍で剥離が生じ、期待通りには縦渦の強度が増化しなかったことがこの原因の一つと考える。他方、図 3-46(c) に示すように、間隔の広い $D_v=48\text{mm}$

の条件においては、取り付け角が大きいほど、揚力増分は大きい。VG の間隔が広くなることにより、取り付け角の大きい VG 周囲の剥離の状況がいくらか改善したためではないかと考える。

3.2.5.4 VG アスペクト比 ($AR=L_v/H_v$) の影響

VG のアスペクト比 ($AR=L_v/H_v$) の影響を示すために、図 3-47 に $AR=4$ と $AR=5$ の迎角に対する揚力係数のグラフを示す。また、図 3-48 に、横軸を $AR(=L_v/H_v)$ 、縦軸を揚力増分 ($C_{L_{VG}}-C_{L_{Clean}}$) とするグラフを示す。(a) 図は $D_v=12\text{mm}$ 、(b) 図は $D_v=24\text{mm}$ 、(c) 図は $D_v=48\text{mm}$ の結果である。

図 3-47 と図 3-48(a) では、 AR が増加すると、わずかに揚力増分が増加している。ただし、不確かさを考慮すると、その増分は必ずしも有意差とは言えない。本試験の範囲、 L_v/H_v が 4 から 5 に変化する程度の範囲では、 L_v/H_v の揚力増分への影響は小さい。

3.2.5.5 VG コード位置 (X_v) の影響

図 3-49 に、VG のコード位置 (X_v) を変化させた場合の迎角に対する揚力係数のグラフを示す。また、図 3-50 に X_v/C に対する揚力増分 ($C_{L_{VG}}-C_{L_{Clean}}$) を示す。全体的には、 X_v/C が増加するほどわずかながら揚力増分が増加する傾向を示している。しかしながら、この差異は小さく、不確かさを考慮すると有意差ではない。

$X_v/C=0.3$ の条件においては、迎角 7.5° の時に著しく揚力が低下する。これは、VG が衝撃波と干渉するためである。VG が衝撃波と干渉すると、このような急激な揚力の低下を生む。VG の設置位置は、衝撃波からある程度離す必要がある。

3.2.5.6 Reynolds 数の影響

Reynolds 数の影響を調べるために、設定 Reynolds 数が 10×10^6 において、 $D_v/H_v=10$ の VG あり形態について調べた。Reynolds 数 5×10^6 の試験時と同一のラフネスを使用した。図 3-51 に、設定 Reynolds 数が 10×10^6 の条件における迎角に対する揚力係数のグラフを示す。VG なし、VG の角度を変化させた 3 形態、VG 高さ H_v を 2.4mm とした形態、アスペクト比 AR を 5 とした形態の結果を示す。

Reynolds 数が 10×10^6 の揚力係数は、Reynolds 数 5×10^6 の条件に比べて、いずれもわずかに高い値を示していた。Reynolds 数が 10×10^6 の方が、境界層が薄くなったことが原因と考えられる。本試験の範囲では、Reynolds 数の差異による VG 効果の著しい差異は認められなかった。いずれの形態も Reynolds 数が 5×10^6 の場合と同様に、VG の効果は明らかである。迎角 4° 以上においても、揚力係数は上昇している。さらに、 $H_v=2.4\text{mm}$ において、揚力が急低下する傾向も Reynolds 数が 5×10^6 の場合と同様である。

3.2.5.7 ヒステリシス

VG は翼後縁近傍の剥離の開始を抑制することにより、バフエットとなる迎角や Mach 数を増加させる。一度大きく剥離すると、その状態から縦渦により剥離を抑制することは困難であると考えられる。すなわち、迎角変化の順序によっては、ヒステリシスにより、VG の効果を得られない可能性がある。VG ありの条件において、

迎角を一度バフエット状態の迎角までふり、その後低い迎角に戻すことで、ヒステリシスが現れるか否かを調査した。

図 3-52 に、VG なしの形態における揚力係数とともに、ヒステリシスを調べた際の揚力係数を示す。いずれの条件についても、揚力係数は良く一致しており、ヒステリシスは確認できなかった。本試験では、迎角を 10 秒ごとに段階的に変化させている。そのため、剥離状態の過渡的な応答を捉えられていない可能性もある。厳密に VG 効果のヒステリシスについて調べるためには、迎角や Mach 数を連続的に変化させる試験が必要であると考えられる。

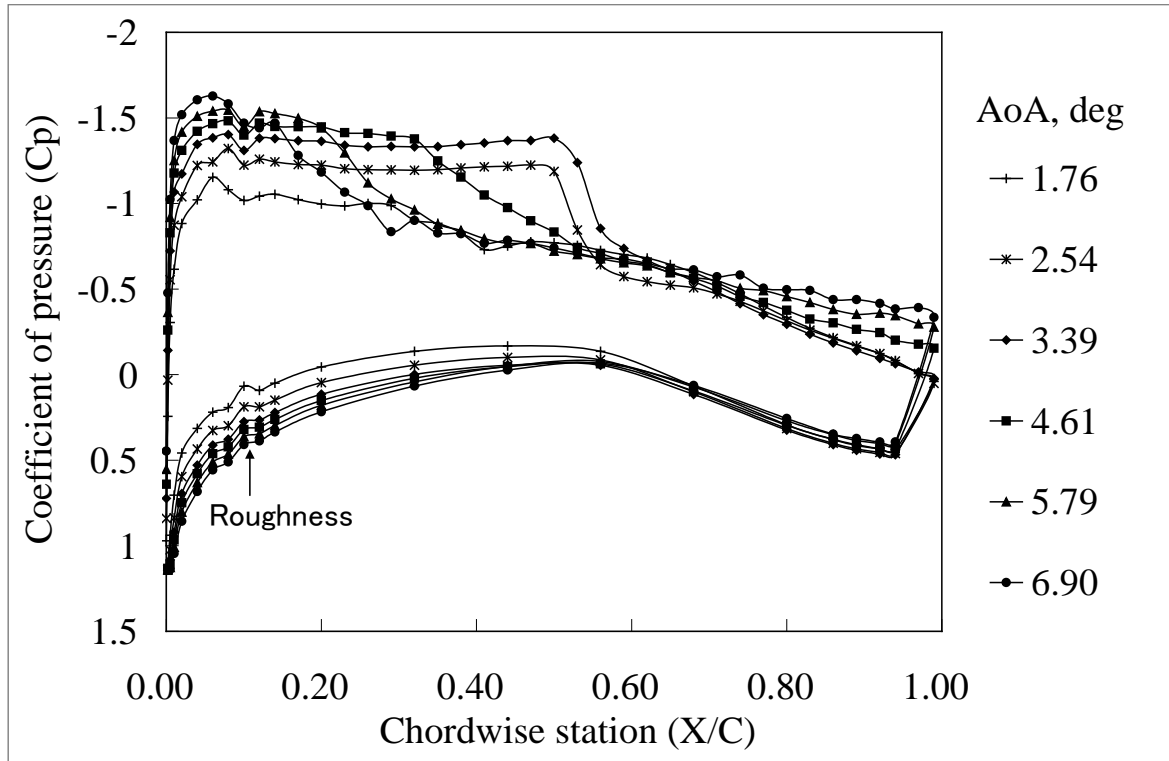
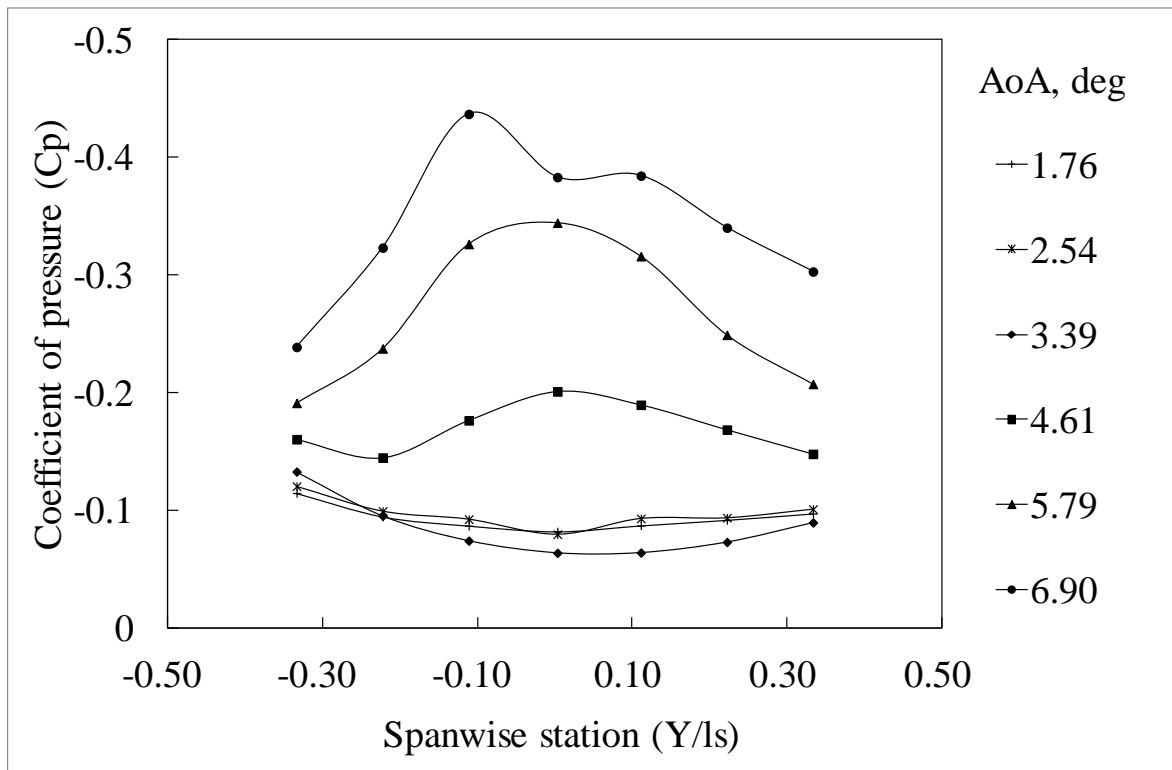
(a) 圧力孔列 $Y/l_s=0$ (b) 圧力孔列 $X/C=0.94$

図 3-36 VG なし形態 (Clean 形態) の圧力係数分布: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , 設定迎角 3° - 8°

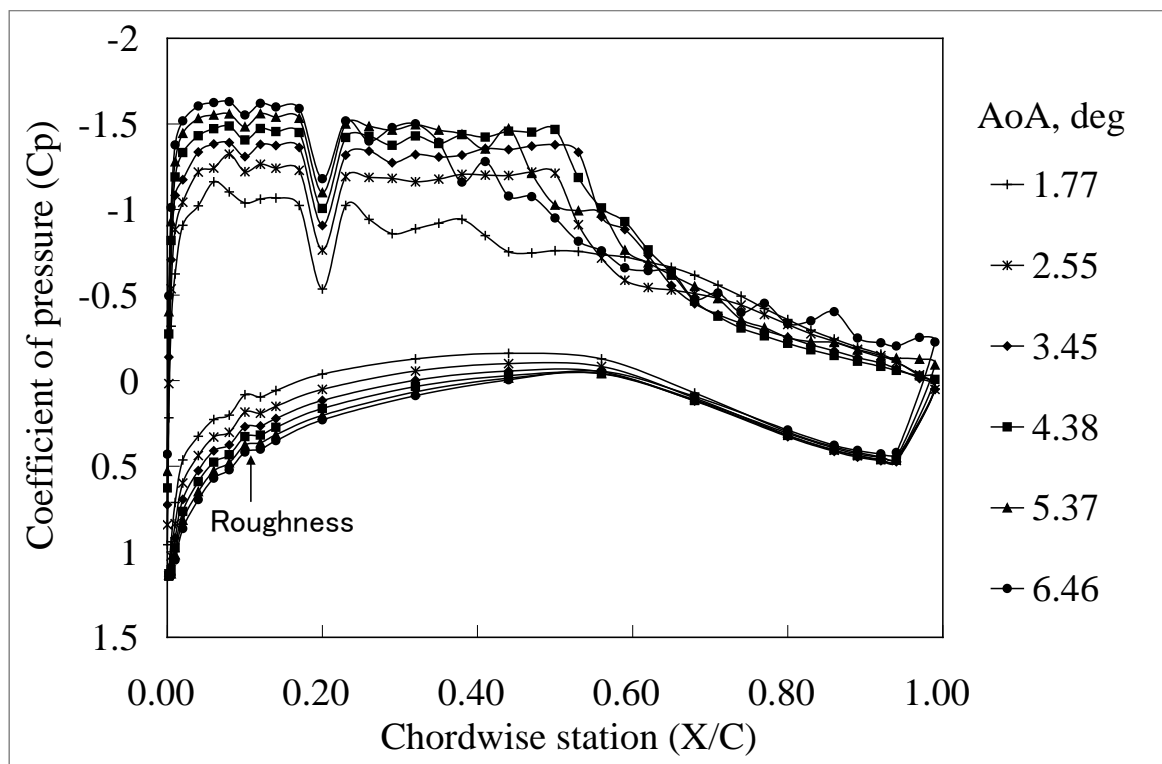
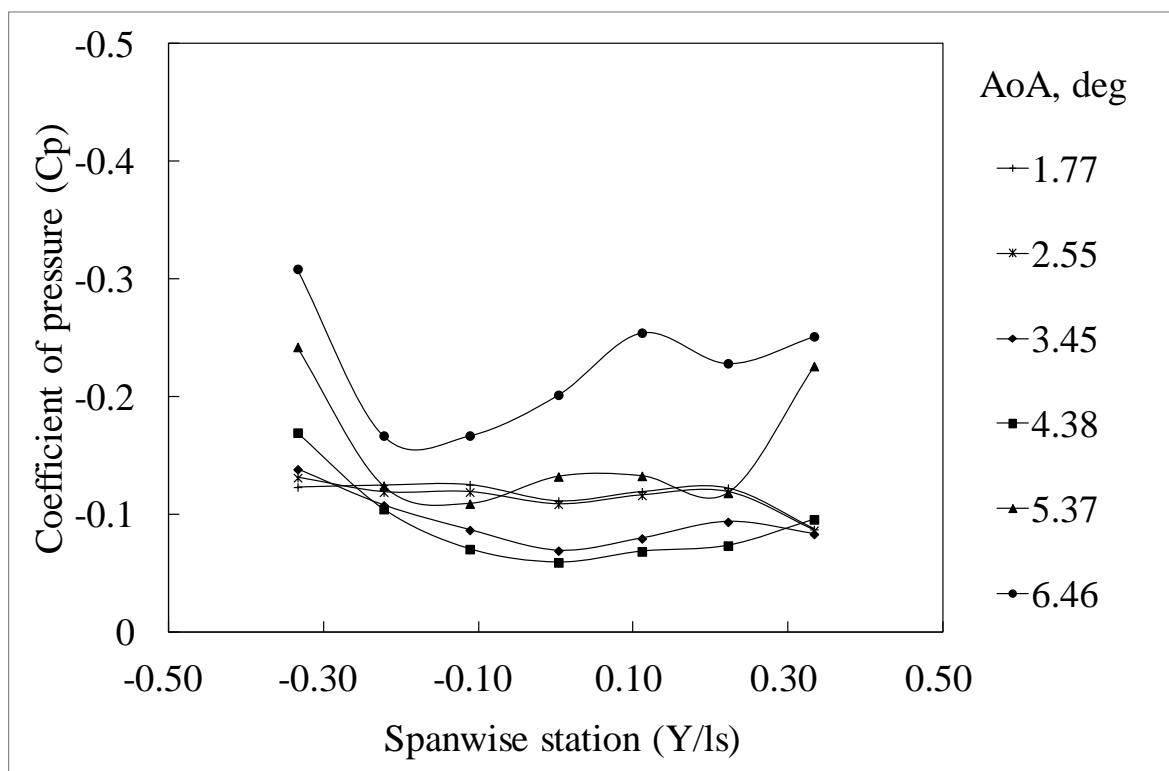
(a) 圧力孔列 $Y/l_s=0$ (b) 圧力孔列 $X/C=0.94$

図 3-37 VG あり形態 (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) の圧力係数分布: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , 設定迎角 3° - 8°

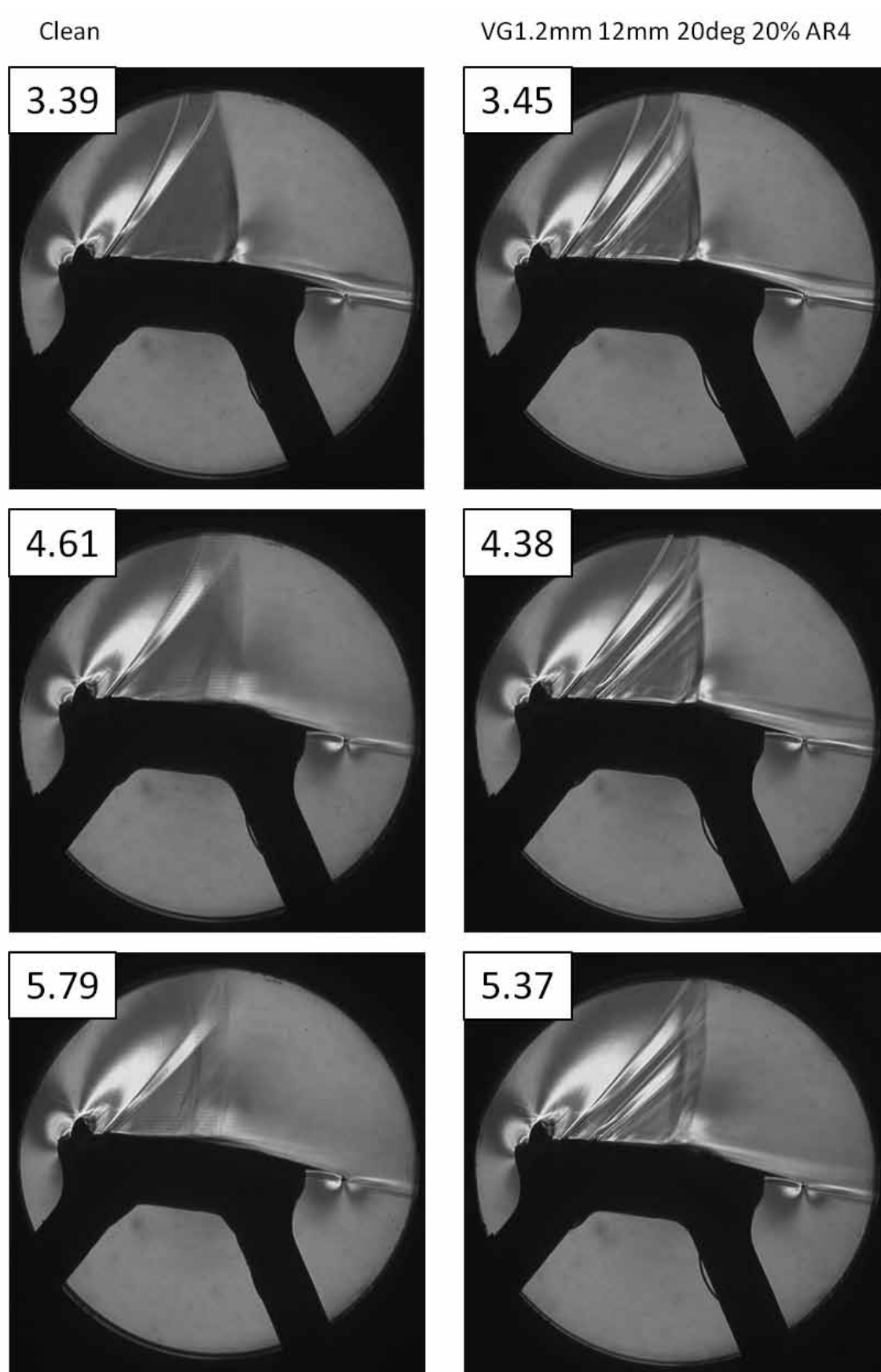


図 3-38 シュリーレン写真: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , 設定迎角 5° , 6° , 7° . 図中の数値は補正迎角

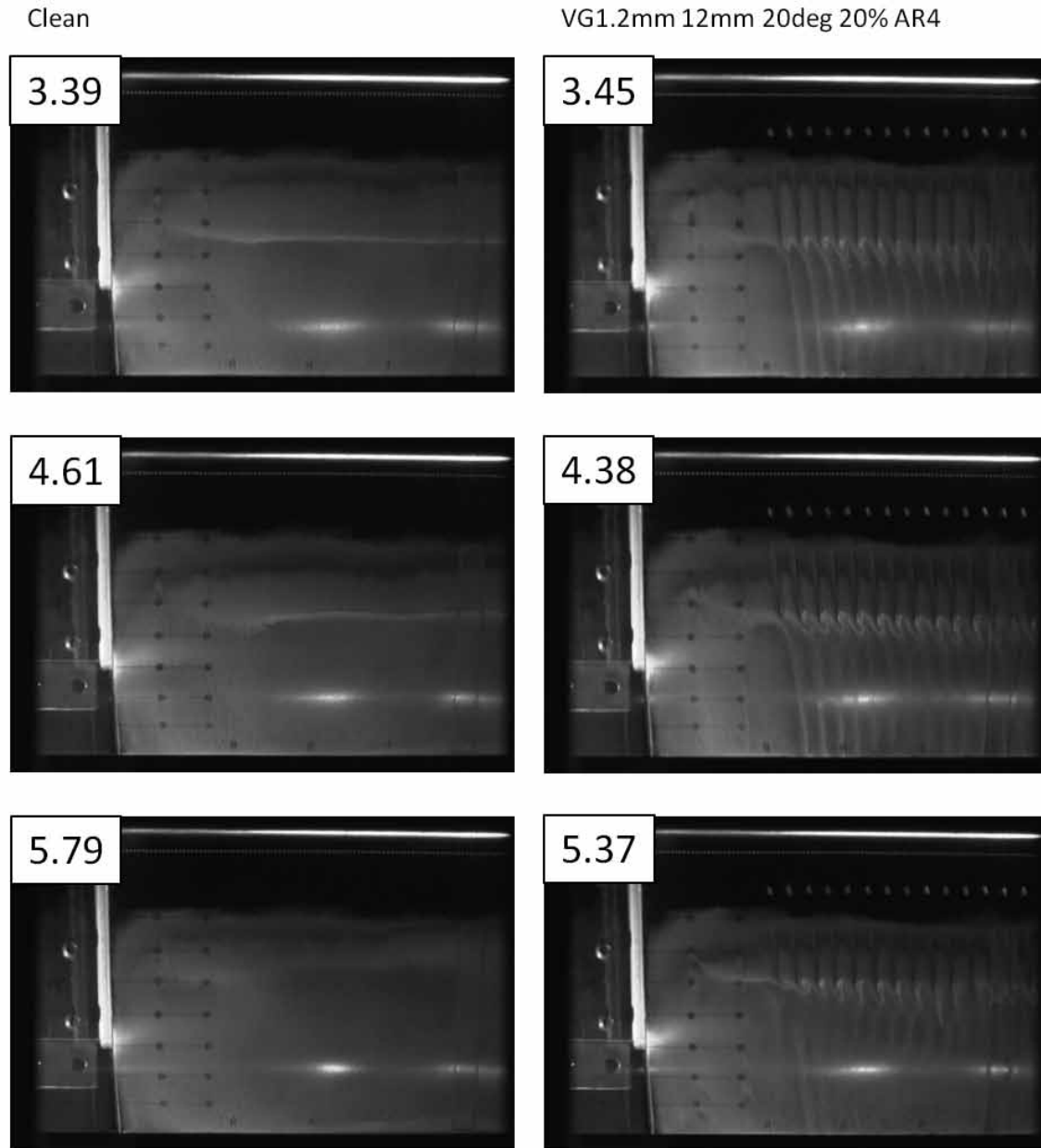


図3-39 オイルフロー写真: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , 設定迎角 5° , 6° , 7° . 図中の数値は補正迎角

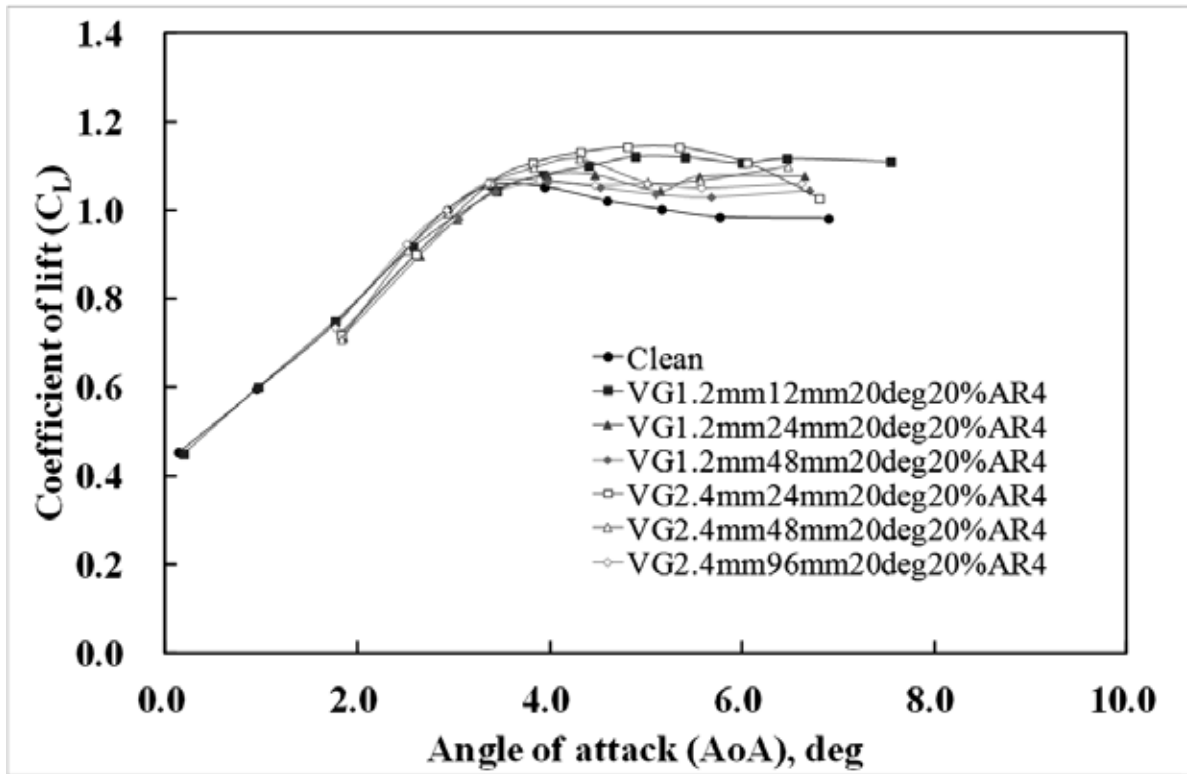


図 3-40 迎角に対する揚力係数 - VG 間隔と高さの影響 (設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6)

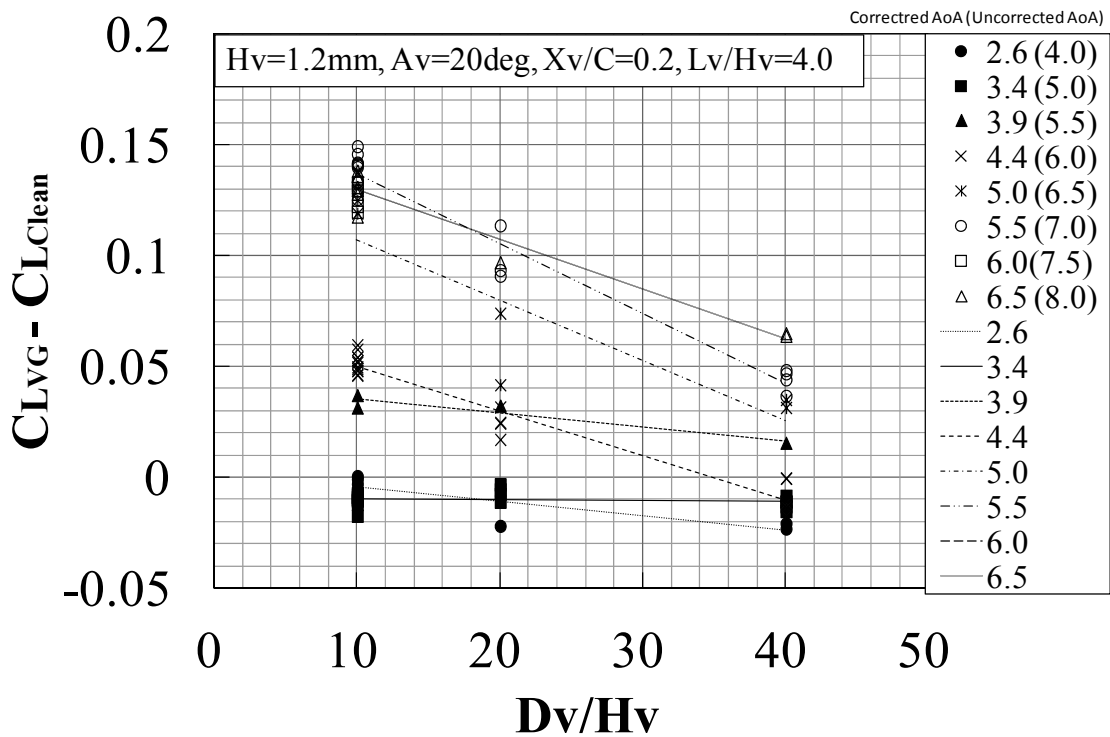


図 3-41(a) CRM 二次元翼型模型の VG 間隔の影響 (設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $H_v=1.2\text{mm}$)

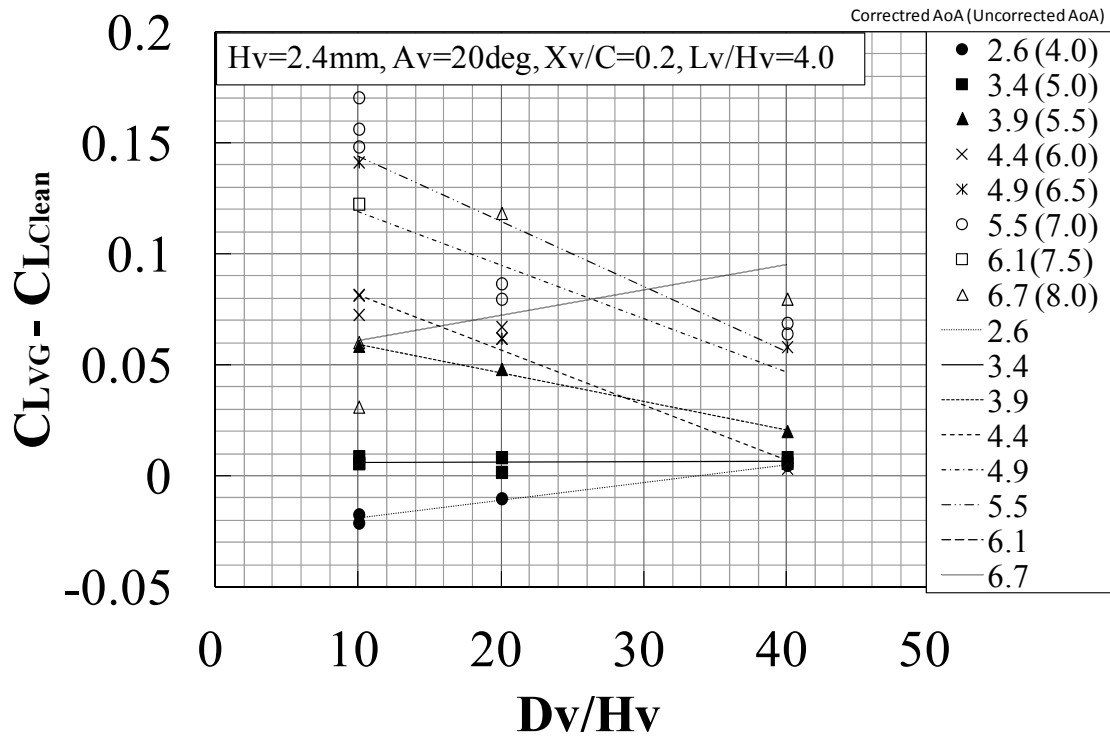


図 3-41(b) CRM 二次元翼型模型の VG 間隔の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $Hv=2.4mm$

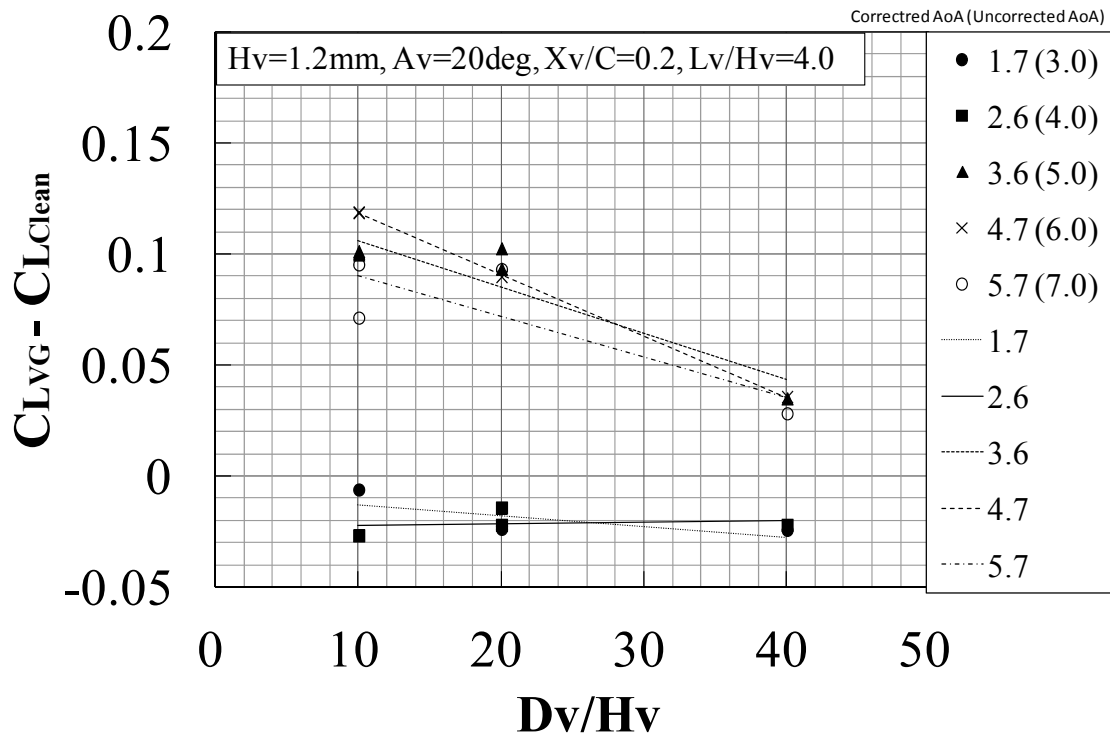


図 3-42(a) SC(2)-0518 二次元翼型模型の VG 間隔の影響: 設定 Mach 数 0.70, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $Hv=1.2mm$

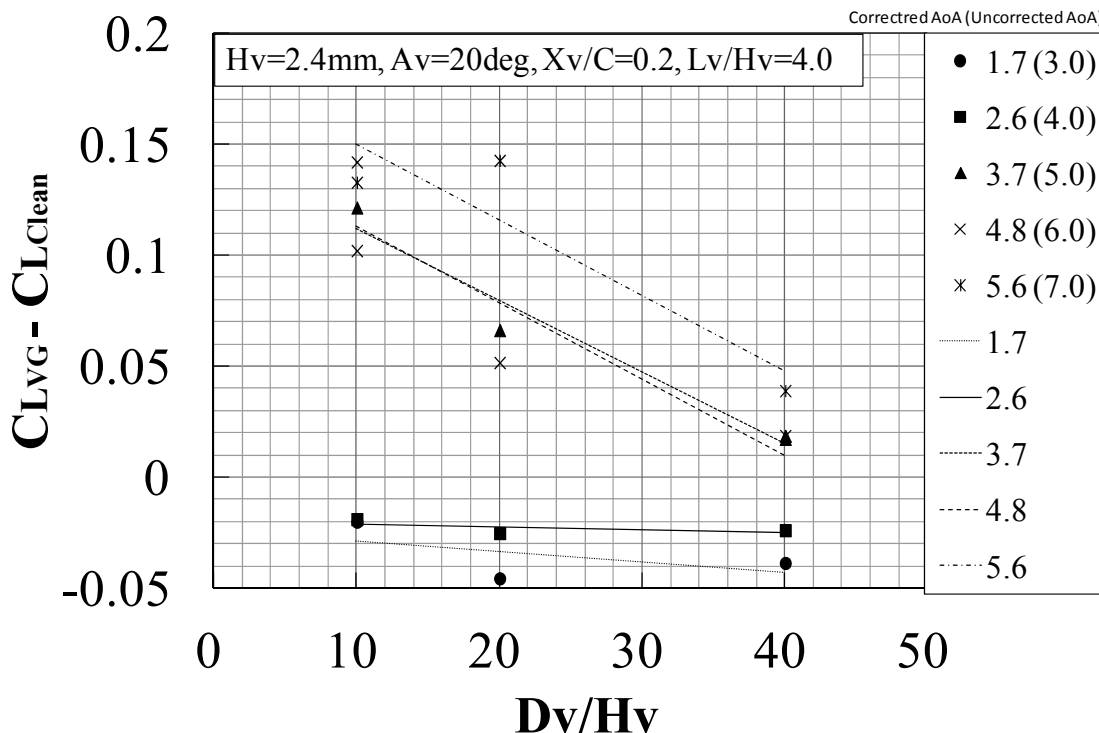


図 3-42(b) SC(2)-0518 二次元翼型模型の VG 間隔の影響: 設定 Mach 数 0.70, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , Hv=2.4mm

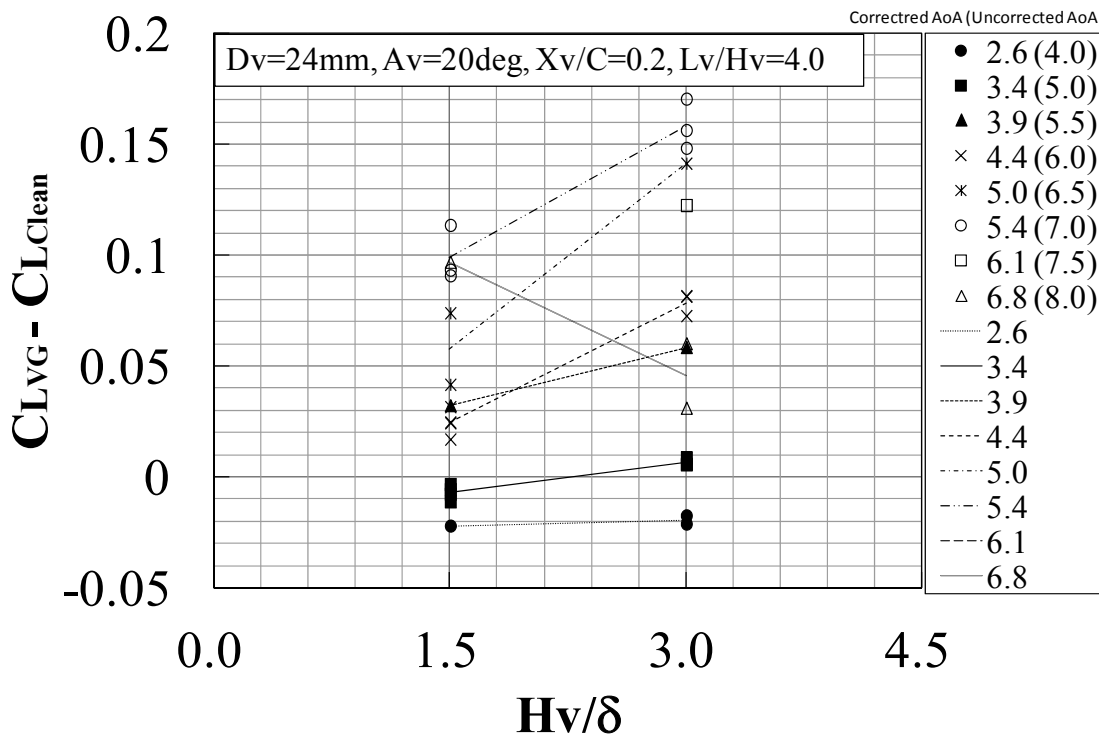


図 3-43(a) CRM 二次元翼型模型の VG 高さの影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , Dv=24mm

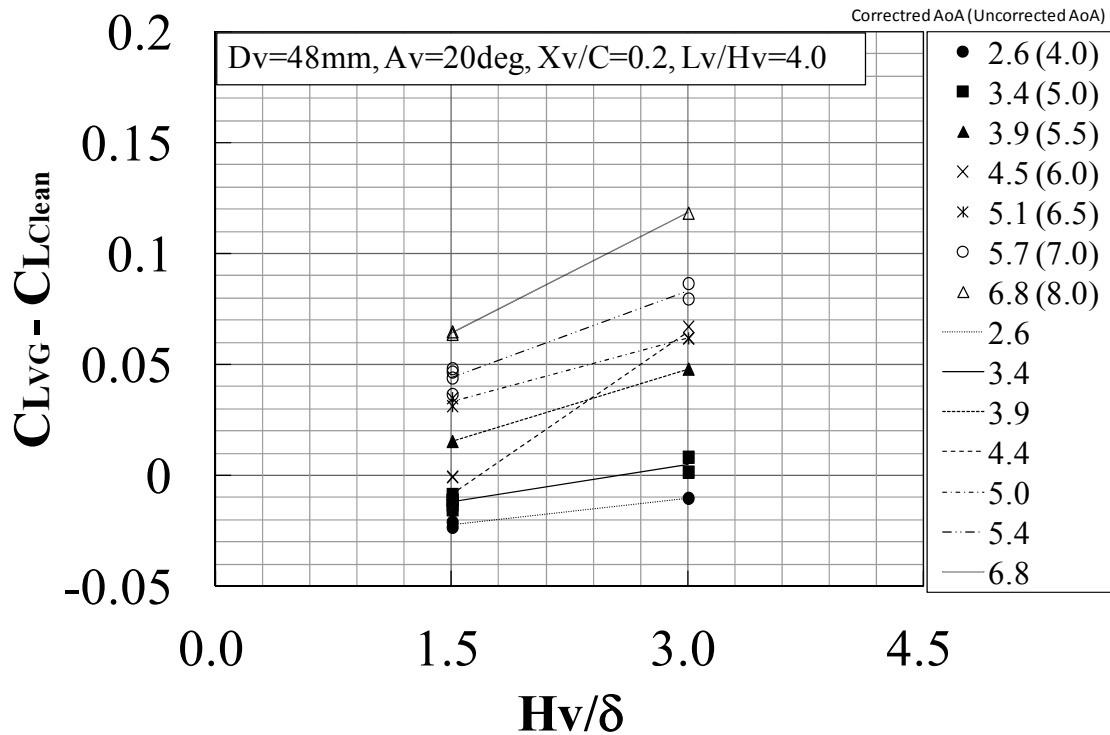


図 3-43(b) CRM 二次元翼型模型の VG 高さの影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $Dv=48\text{mm}$

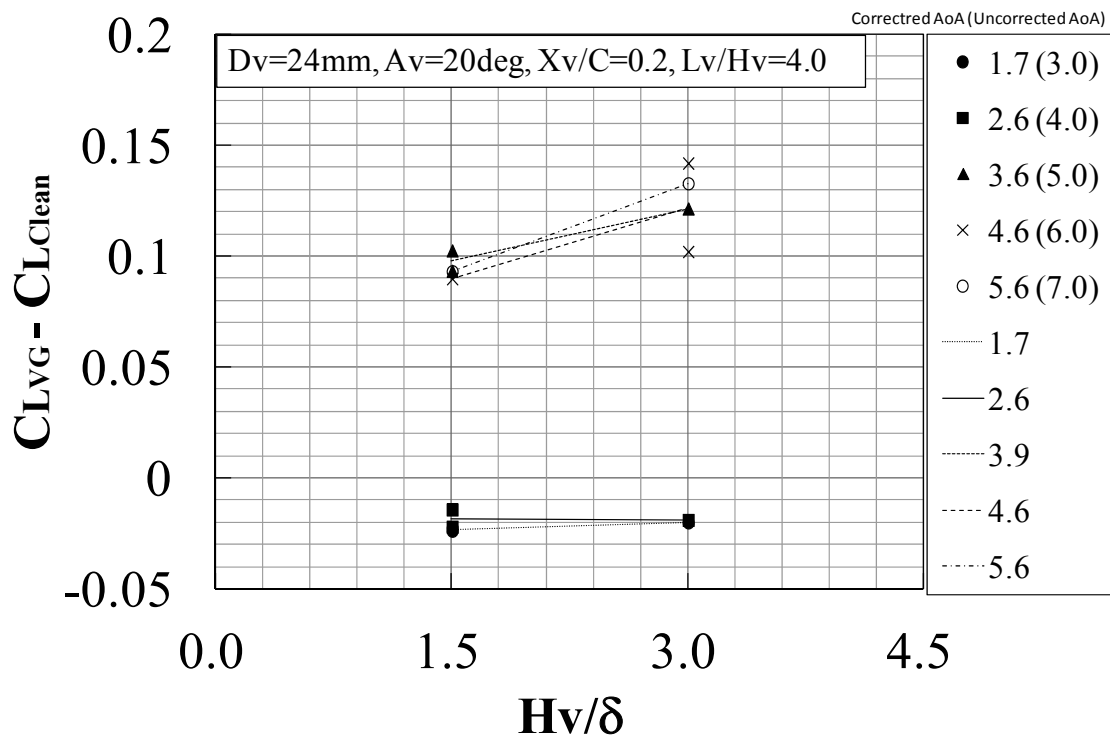


図 3-44(a) SC(2)-0518 二次元翼型模型の VG 高さの影響: 設定 Mach 数 0.70, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $Dv=24\text{mm}$

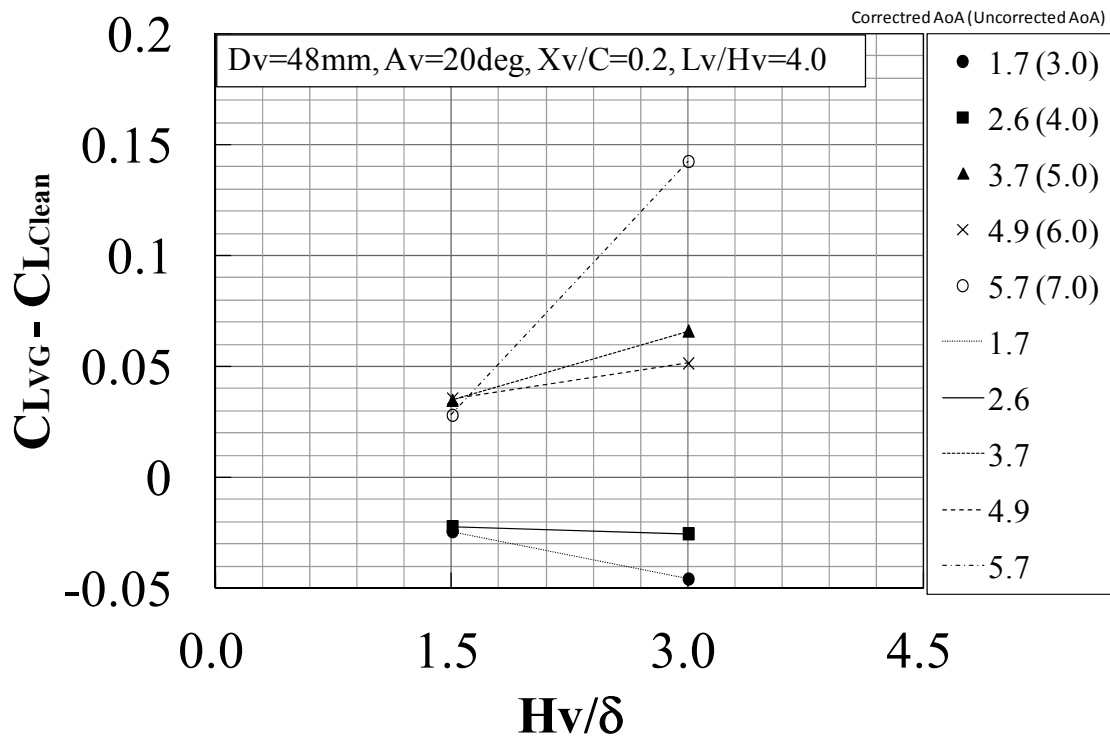


図 3-44(b) SC(2)-0518 二次元翼型模型の VG 高さの影響: 設定 Mach 数 0.70, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $D_v=48\text{mm}$

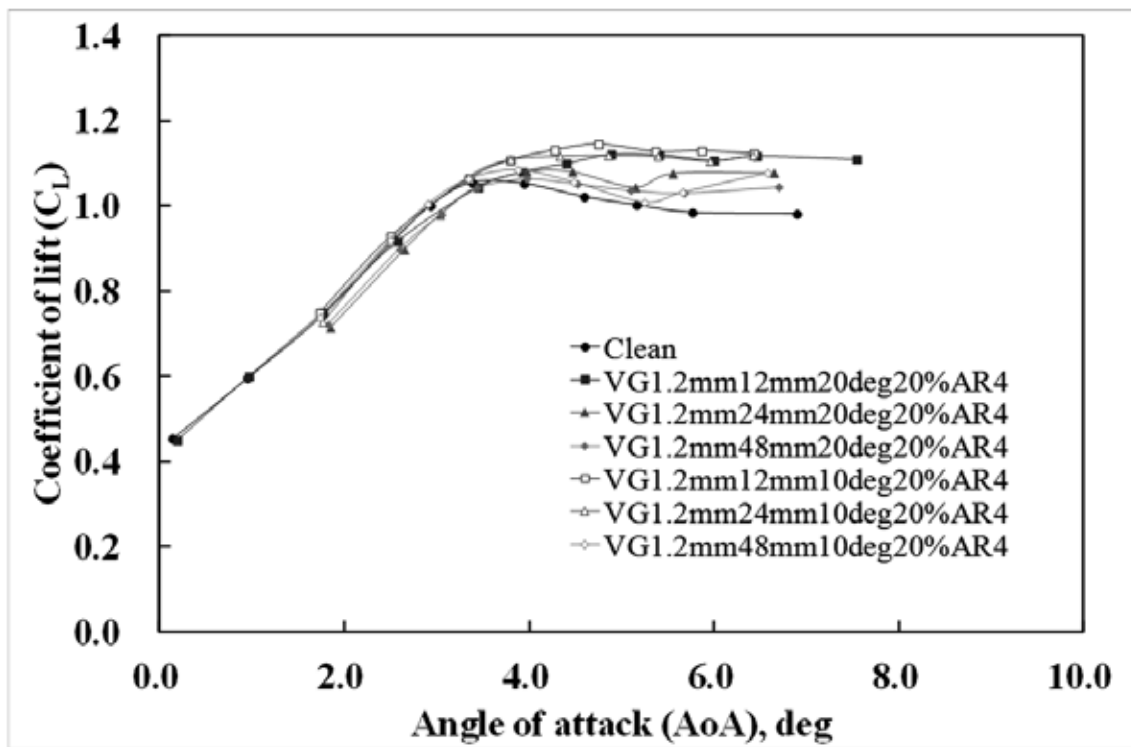


図 3-45(a) 迎角に対する揚力係数 - VG 角度の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $A_v = 10^\circ, 20^\circ$

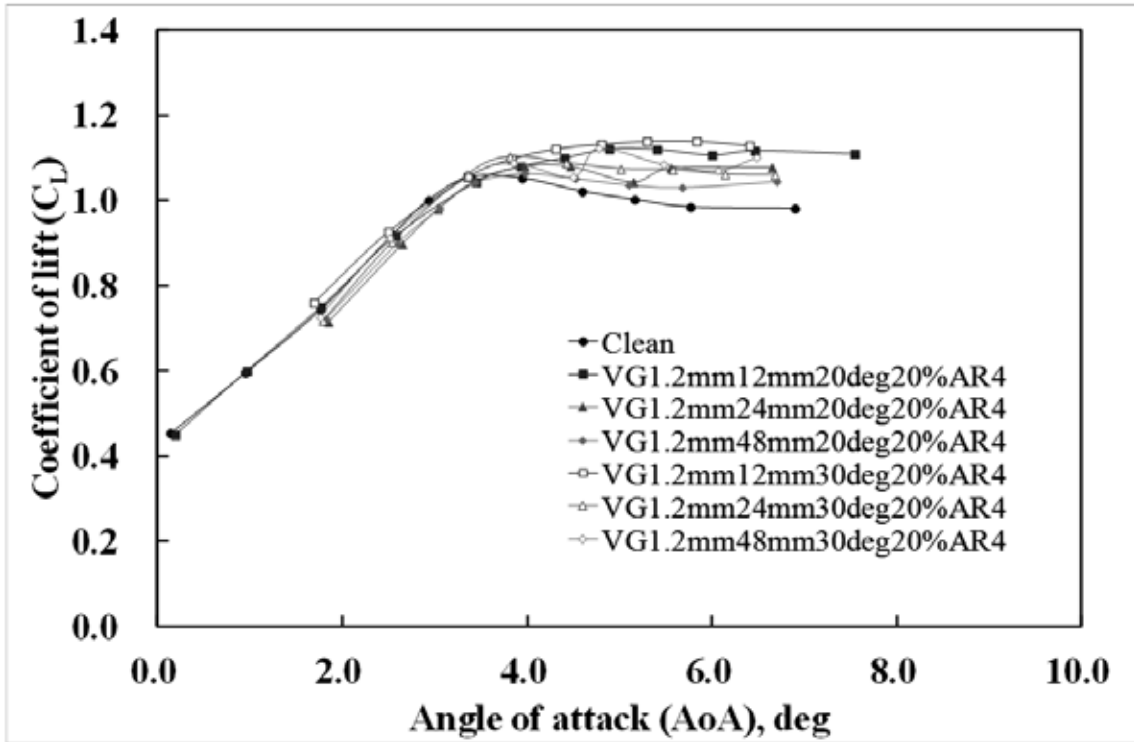


図 3-45(b) 迎角に対する揚力係数 - VG 角度の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $A_v = 20^\circ, 30^\circ$

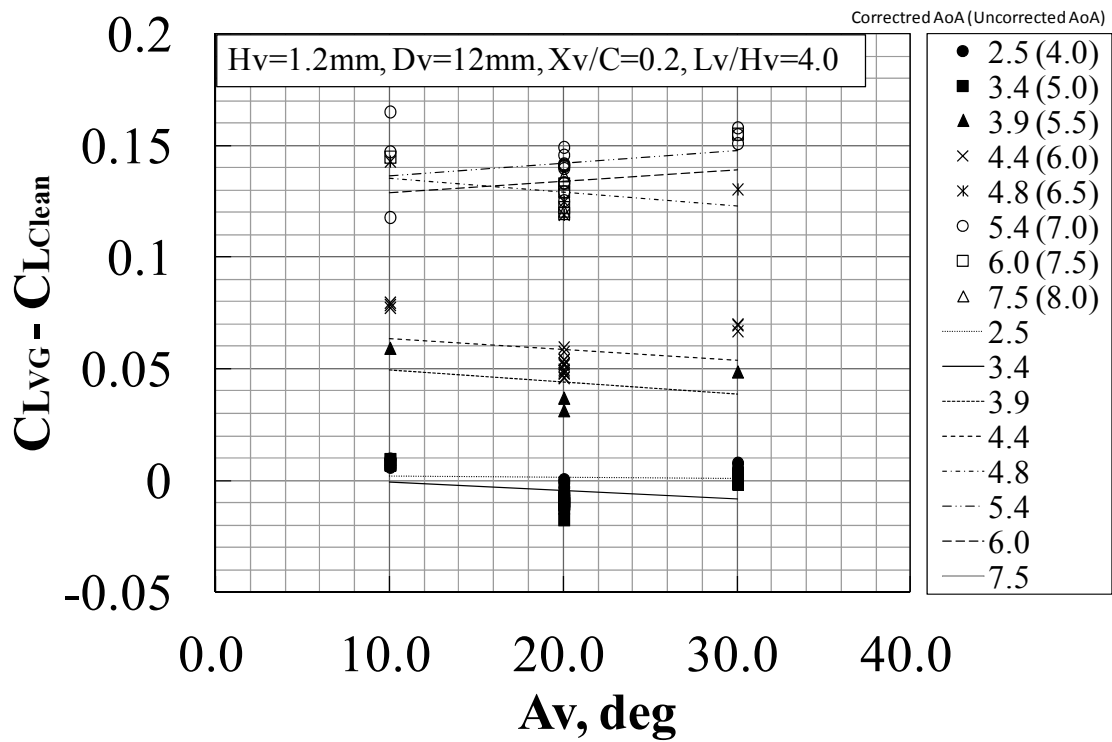


図 3-46(a) VG 角度の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $D_v=12\text{mm}$

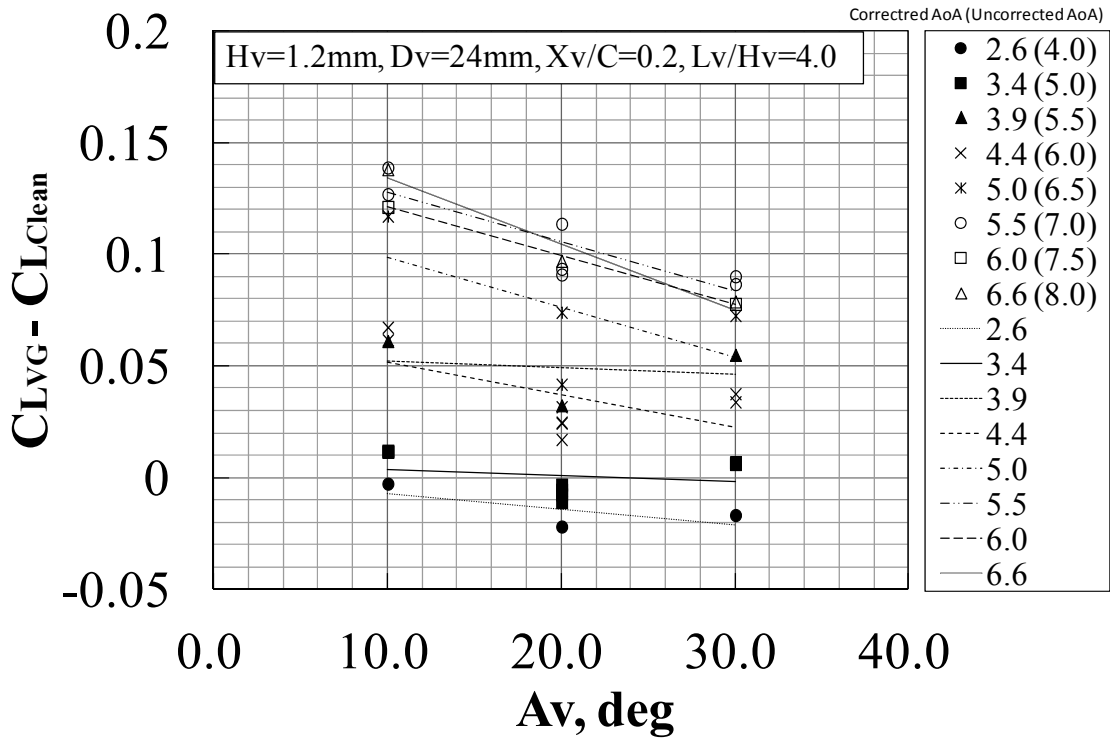


図 3-46(b) VG 角度の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $D_v=24\text{mm}$

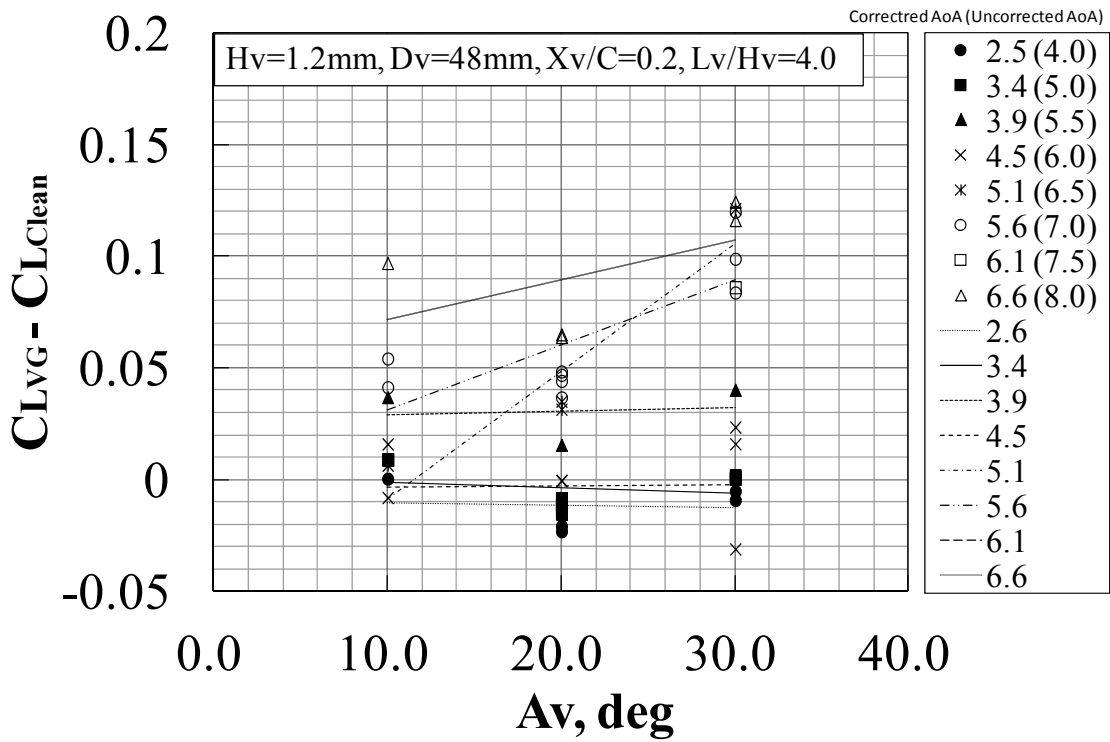


図 3-46(c) VG 角度の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $D_v=48\text{mm}$

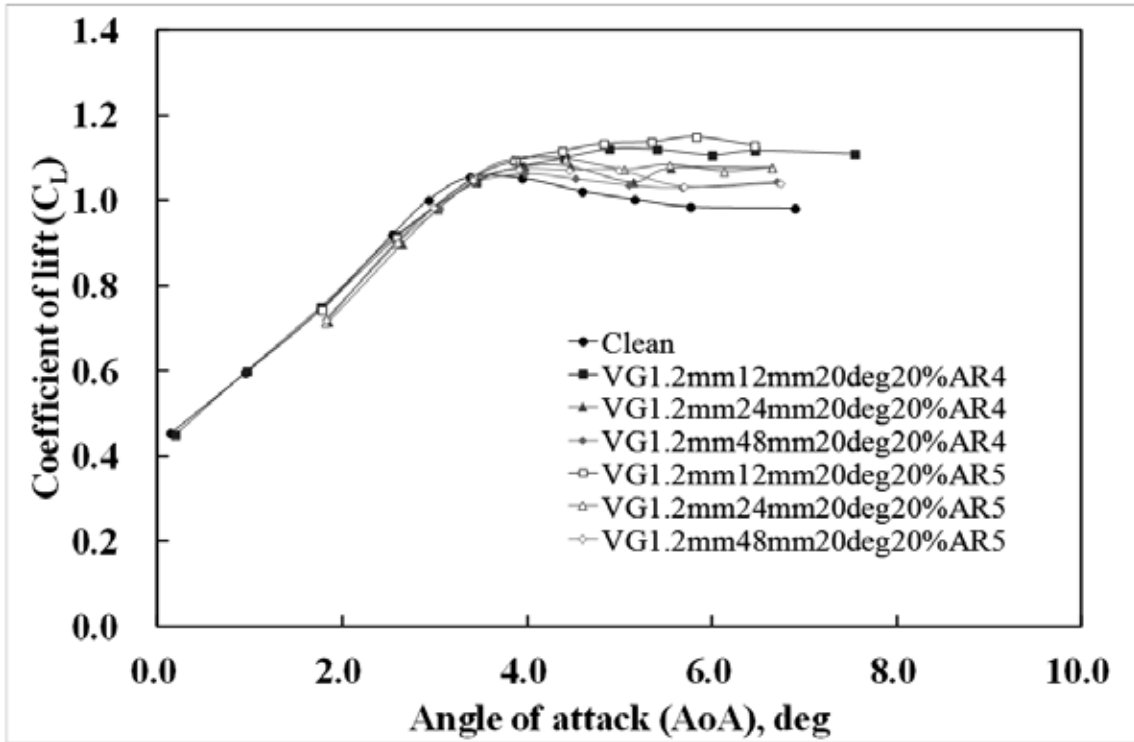


図 3-47 迎角に対する揚力係数 - VG アスペクト比の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , AR=4, 5

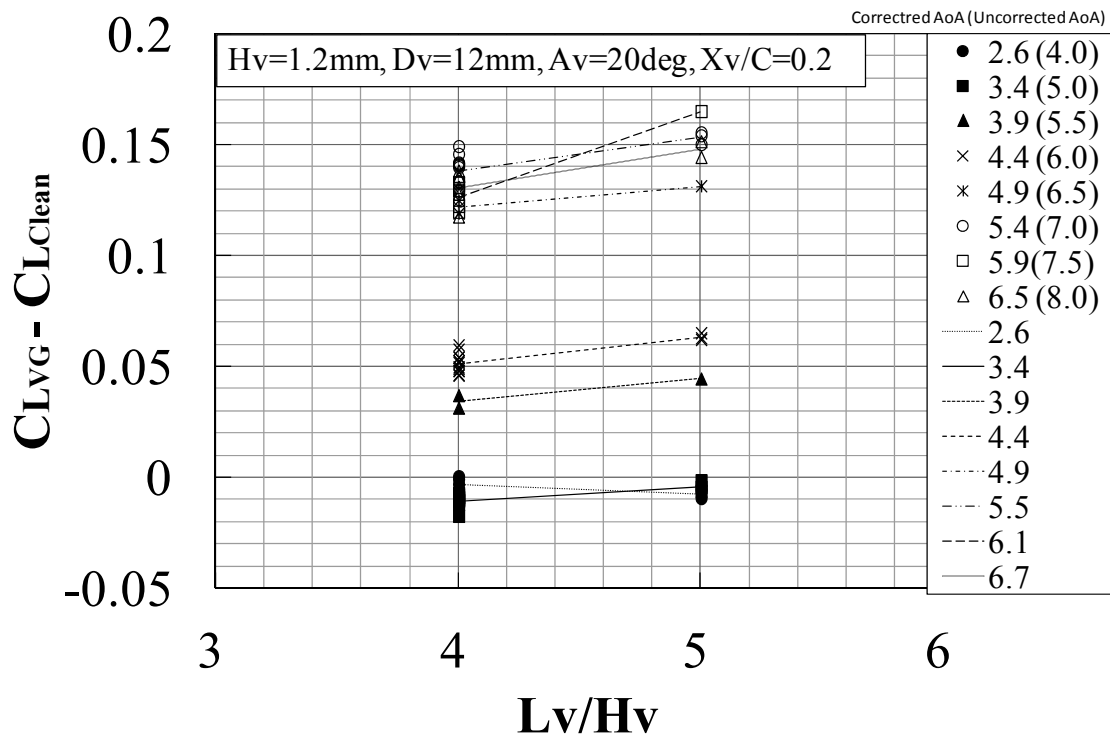


図 3-48(a) VG アスペクト比の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , Dv=12mm

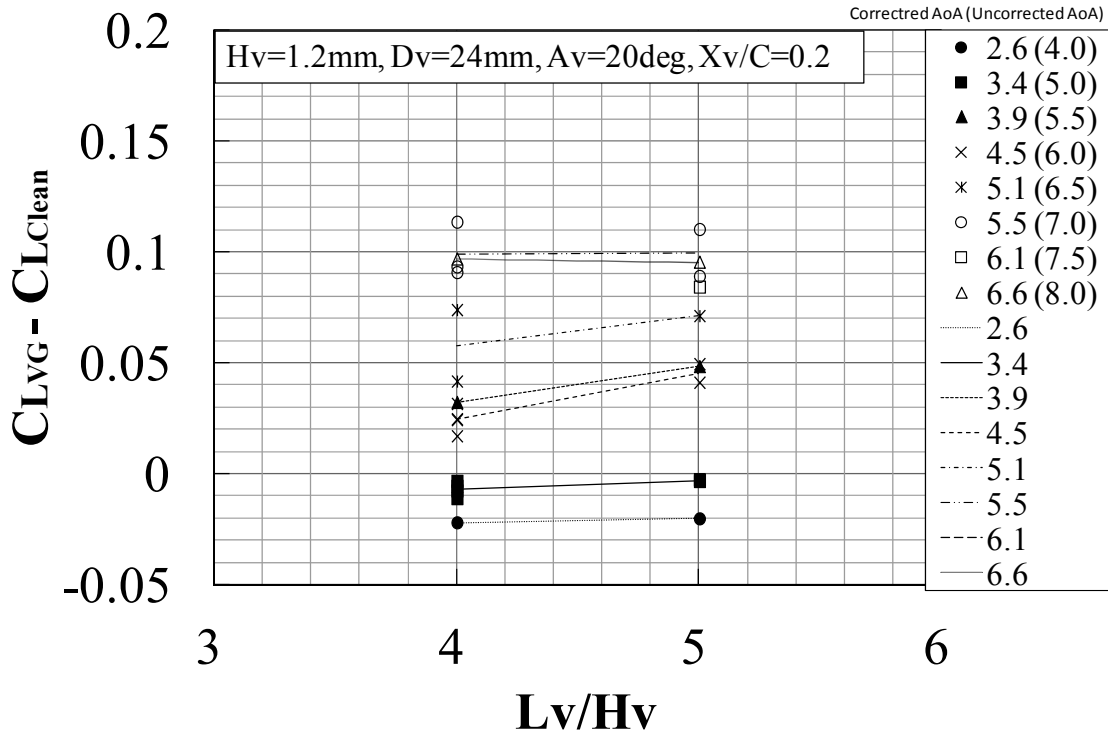


図 3-48(b) VG アスペクト比の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $D_v=24\text{mm}$

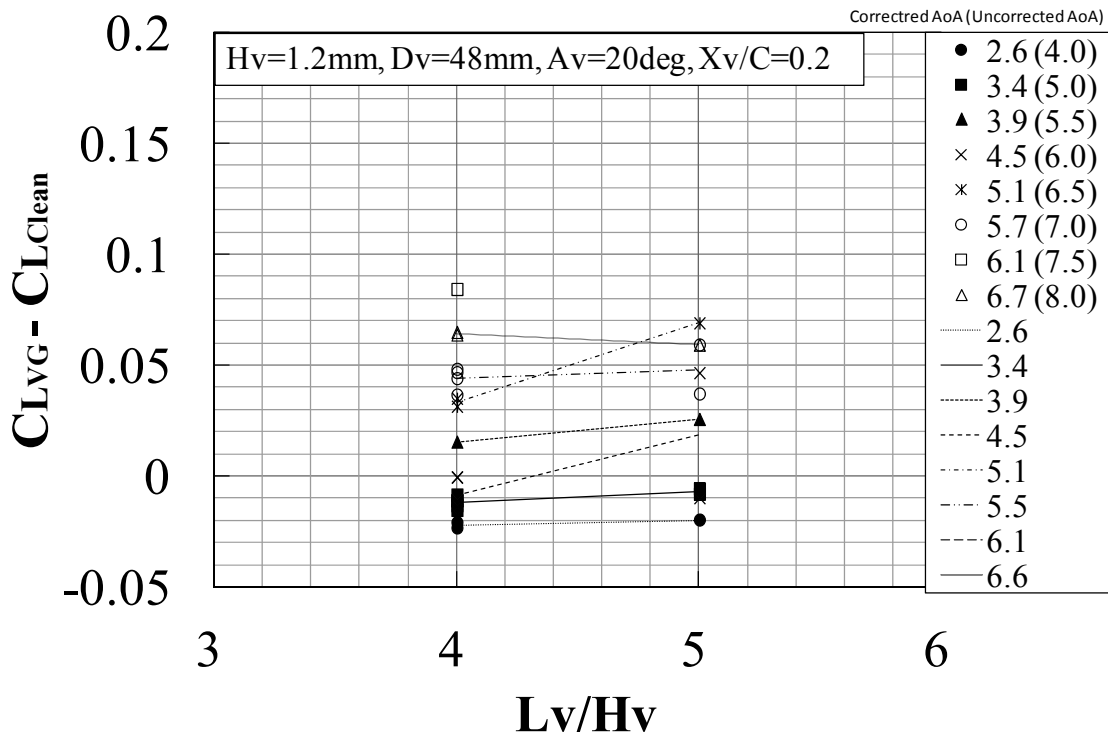


図 3-48(c) VG アスペクト比の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $D_v=48\text{mm}$

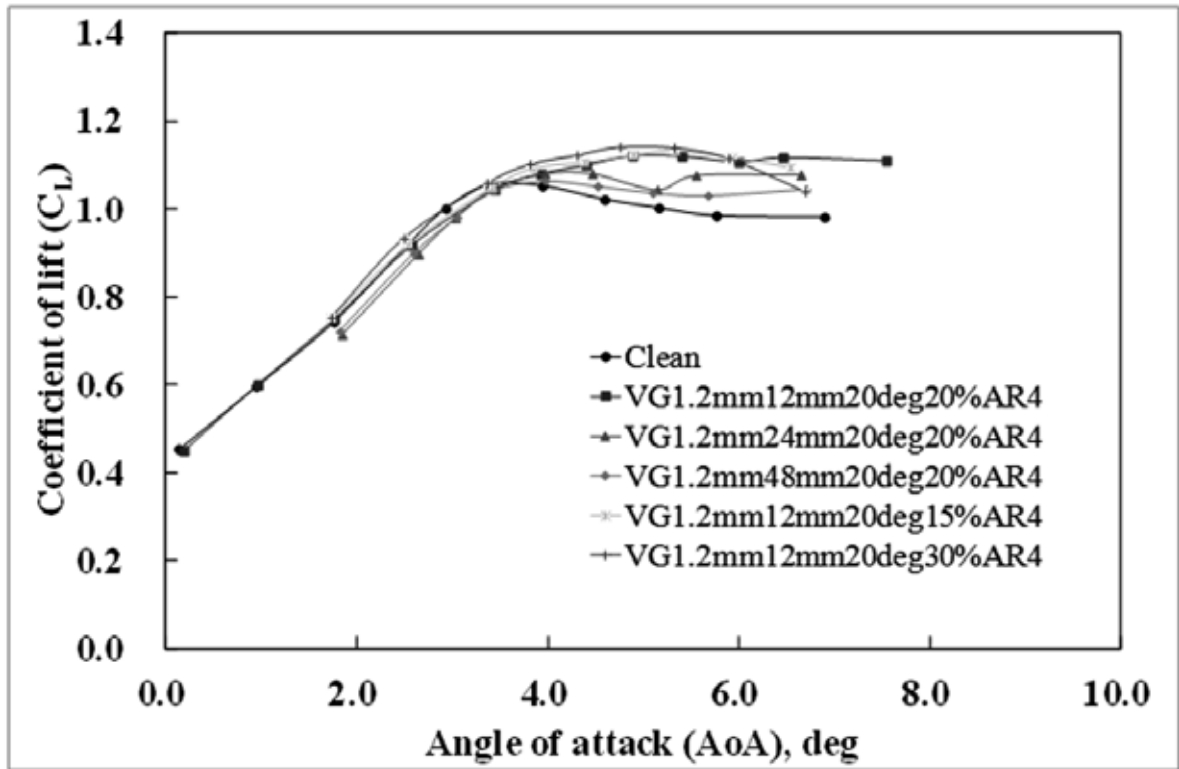


図 3-49 迎角に対する揚力係数 - VGコード位置の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $X_v/C=0.15, 0.20, 0.30$

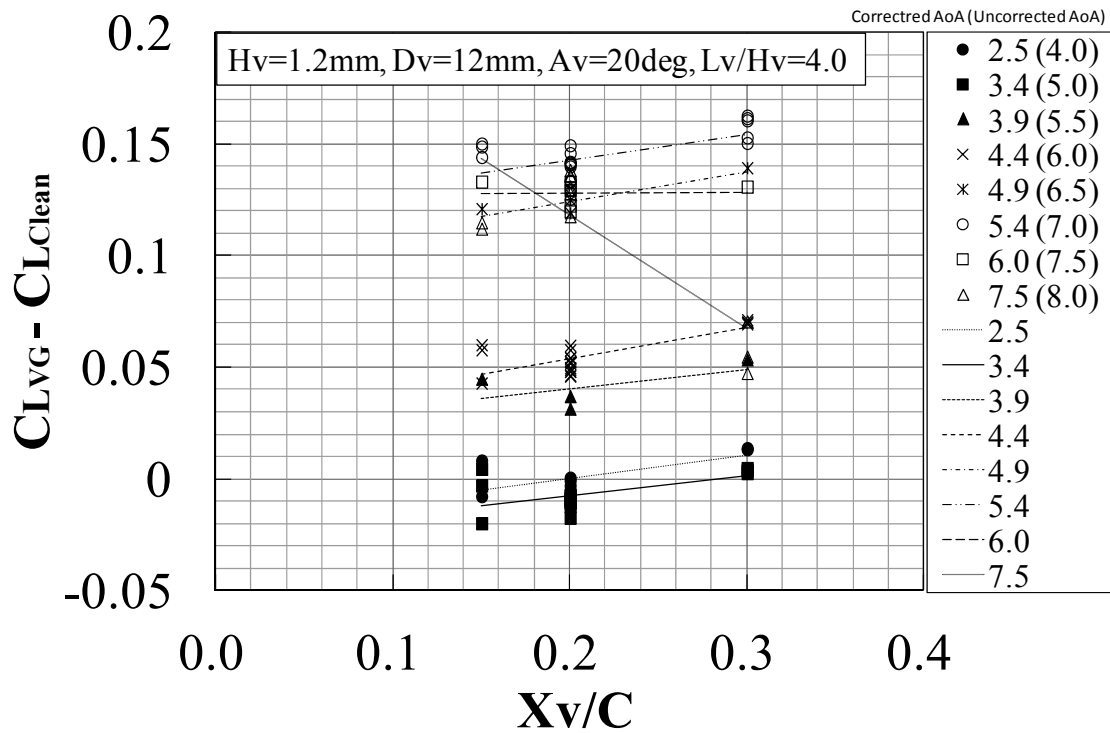


図 3-50 VGコード位置の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6 , $D_v=12\text{mm}$

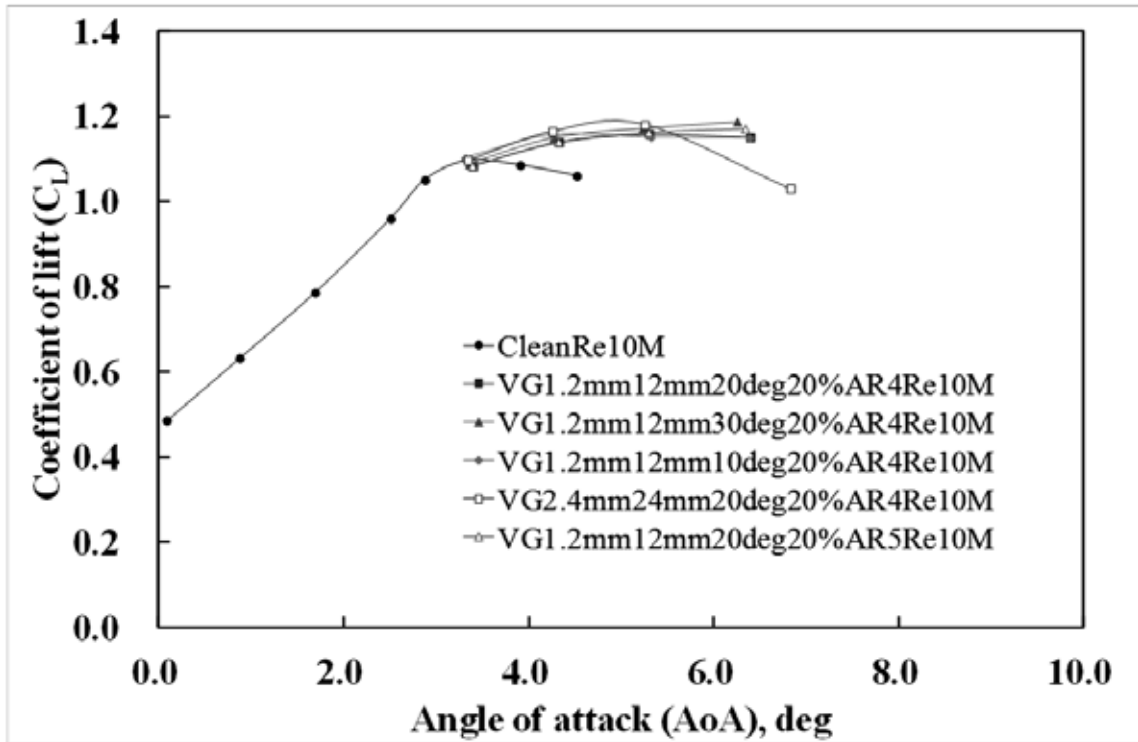


図 3-51 迎角に対する揚力係数 - Reynolds 数の影響: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 10×10^6

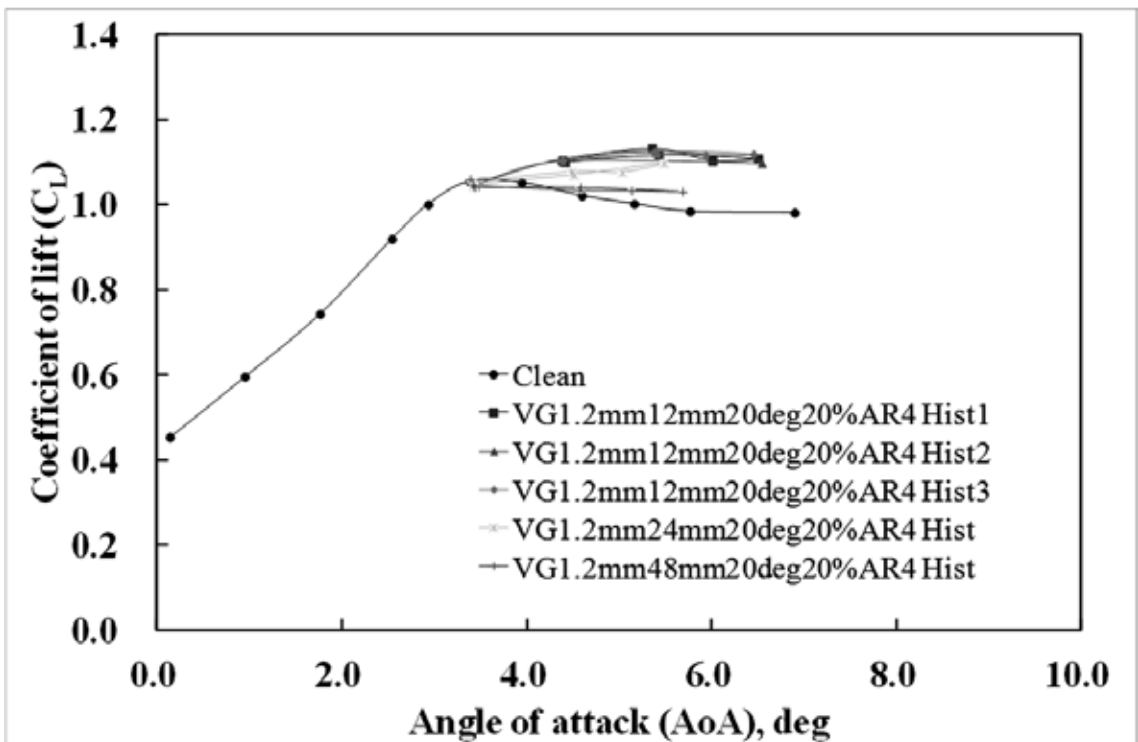


図 3-52 迎角に対する揚力係数 - ヒステリシスの調査: 設定 Mach 数 0.74, 設定 Reynolds 数 5×10^6

3.2.6 CRM 二次元翼風洞試験の結論

SC(2)-0518 よりも現在運航中の旅客機の翼型に近い翼型における VG の効果を調べるために、NASA Common Research Model (CRM) 二次元翼模型を用い、VG パラメータの影響を調べた。揚力係数の VG なし条件からの増分 ($C_{LVG}-C_{LClean}$) を指標として、VG 高さ (H_v), VG 間隔 (D_v), VG 取り付け角 (A_v), VG アスペクト比 (L_v/H_v), VG コード位置 (X_v) の影響について調べた。また、 H_v と D_v については、CRM と SC(2)-0518 間で差異があるか否かについても調べた。本試験の結果得られた結論は以下のとおりである。

- VG の間隔 (D_v) の効果は、CRM 二次元翼模型と SC(2)-0518 二次元翼模型の両方で明瞭であった。 $D_v/H_v=10, 20, 40$ において、隣り合う VG の間隔 (D_v) が広がるほど VG なし形態からの揚力増分は低下した。
- VG の高さ (H_v) の効果は、CRM 二次元翼模型と SC(2)-0518 二次元翼模型の両方で明瞭であった。CFD により求めた 99% 境界層厚さを δ とした $H_v/\delta=1.5$ と 3.0 では、 H_v が増加するほど VG なし形態からの揚力増分は上昇した。
- VG の取り付け角度 (A_v) の影響を $A_v=10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ について調査した。本試験の範囲では、 A_v の揚力係数に対する影響は、間隔や迎角により異なった。
- VG のアスペクト比 ($AR=L_v/H_v$) の影響は $AR=4$ と $AR=5$ について調査した。本範囲においては、アスペクト比が高い方が、揚力係数が増加する傾向を示したが、不確かさを考慮すると有意差とは言えない小さい差異であった。
- VG のコード位置 (X_v/C) について、 $X_v/C=0.15, 0.20, 0.30$ について調査した。本範囲においては、 X_v/C が増加するほど揚力増分は増加する傾向を示したが、不確かさを考慮すると有意差とは言えない小さい差異であった。
- 本試験範囲では、VG 間隔 (D_v) と VG 高さ (H_v) が支配的なパラメータであり、取り付け角度 (A_v) の効果は迎角や間隔によって変化した。アスペクト比 (AR), コード位置 (X_v/C) の影響は本試験範囲では小さかった。
- VG 高さ H_v が 2.4mm で $D_v/H_v=10$ の条件や $X_v/C=0.30$ の条件では、高迎角時に揚力の急低下が生じた。過剰に高い VG を密に配置することや VG を衝撃波に近づけすぎると揚力の急低下を招く恐れがある。
- Reynolds 数について、 5×10^6 と 10×10^6 との VG 効果の差異について調べた。 $D_v/H_v=10$ の条件においては、両 Reynolds 数において、VG のバフエット抑制効果は明瞭であり、Reynolds 数が異なることにより VG の効果がなくなるような定性的な差異はなかった。
- 迎角を一度上昇させバフエット状態にした後に、迎角を下げることで VG のヒステリシス効果について調べた。ステップ的に迎角を変化させた本試験の範囲においては、ヒステリシスの効果は揚力係数において見られなかった。

4. CFD 解析

現在行われている航空機設計における VG の評価は経験的かつ実験ベースであることが多いが、CFD 解析を用いることの利点は、流れ場のより詳細な構造が任意の位置で捉えられることである。CFD 解析結果の検証は必要であるが、風洞試験での結果と組み合わせることで、VG 効果の理論的な解釈に向けて貴重な情報を得られる可能性が高い。また CFD 解析を用いることで、形状最適化のためのパラメータスタディーを簡単に行うことができる。経験的かつ実験ベースで得られた形状を出発点として、さらに発展させた形状の設計が可能となる。

しかし既存 CFD 技術で VG 効果の解析を行おうと考えた場合、2つの解決すべき問題点が挙げられる。2章で述べたように、VG は境界層内に外部の健全な流れを取り込むことで境界層内の速度を加速し、剥離しにくい境界層を作ることを目的としている。高 Reynolds 数流れにおける VG 効果を適切に見積もるためには、CFD 計算で薄い境界層と VG からの渦を適切に解像することが求められ、さらに両者の干渉を捉える必要がある。

このような流れ場を解く際の1つ目の解決すべき問題点は、格子生成法についてである。VG は形状としては単純であるが、取り付ける翼に比べて非常に小さく、限られた計算資源の中で境界層と VG からの渦の干渉を捉えるために効率的な格子を作ることは容易ではない。VG 周りの格子生成には従来、高密度かつ歪みが少ない要素を配置することができる構造格子が主に使われてきた [17-20]。しかし構造格子作成には手間がかかり、VG を含んだ三次元全機形状周りの格子生成には大きな困難が伴う。そこで本研究では、VG 効果を CFD 解析で比較的簡単に評価できるようにするため、VG 解析用 CFD 計算ツールを整備することを主目的とした。さらに前章で紹介した二次元風洞試験結果との比較を行うことで検証を行った。ただし、二次元風洞試験では前述のように側壁の影響が排除しきれないという試験自体の難しさがあるため、検証は定性的な比較に留める。

2つ目の解決すべき問題点は、乱流モデルについてである。CFD での実用的な計算は、現時点では計算機性能による制約から Reynolds-averaged Navier-Stokes 方程式を用いたものに限定せざるを得ず、乱流モデルが必要となる。しかし、VG から翼面境界層を巻き込みながら発生する強い縦渦と、衝撃波剥離との干渉が存在した流れに対しては、一般に利用されている渦粘性仮説に基づく応力-ひずみの線形構成関係を用いた、1方程式あるいは2方程式の乱流モデルでは、(原理的に言えば)物理現象を適切に表現することが困難と考えられる。そのため少なくとも非線形の構成関係式を用いた陽的代数応力方程式モデル (EARSM) が必要になるが、現在、本研究が対象にしている流れに対して十分な検証が行われたモデルは無く、今後の研究課題である。

そこで、今回、VG 効果を解析するにあたり、まずは前者の格子生成に起因する問題の解決に集中し、後者の乱流モデルについては、航空分野で広く利用されている Spalart-Allmaras 1方程式モデル [25] で解析を進め、技術改良に関しては、今後の課題とすることとした。

4.1 記号

4章で使用する記号は以下のとおりである。

A_v	VG 取り付け角
C	翼弦長

C_D	抵抗係数
C_L	揚力係数
C_M	1/4 コード位置まわりのピッチングモーメント係数
C_p	表面圧力係数
f_p	ストレッチング係数 ($n+1$ 層目と n 層目の高さの比)
h_{\max}	最大格子幅
h_{\min}	最小格子幅
L_V	VG 長さ
m_p	ストレッチング乗数
M_∞	一様流マッハ数
n	正の整数
n_c	同じ高さをもつ初期層の数 (≥ 1)
n_p	最大層数
Re	Reynolds 数
r_n	ストレッチング率
$r_{p\max}$	最大ストレッチング率
x	コード方向の機体軸座標
α	二次元翼の迎角

4.2 格子生成

本研究では、三次元形状への拡張を見越して非構造ハイブリッド格子生成法を改良することで、主翼と比較して非常に小さなデバイスである VG 周りに十分かつ歪みが少ない六面体要素を配置することに成功した (図 4-1) [21, 22]。また二次元模型の CFD 解析時間を短縮するため、図 4-1 のように VG と翼の一部を切り出し、側壁を周期境界面として計算を行った。解析の際に周期境界面上での誤差が最小になるよう、格子生成の際に周期境界面上の格子点分布が全く同じになるようにした。さらに周期境界条件検証と格子生成時間短縮のため、二次元翼上の 1 枚の VG 周りに作成した格子を簡単にコピーし、計算領域中に VG が n ある格子 (翼幅も n 倍) が簡単に作れるようにした。

以下の節では、VG 周りに歪みが少ない要素として高密度で節点を配置するのに重要となる層状格子の各層の高さの決め方と、凹んだ角での六面体要素配置方法を簡単に紹介する。

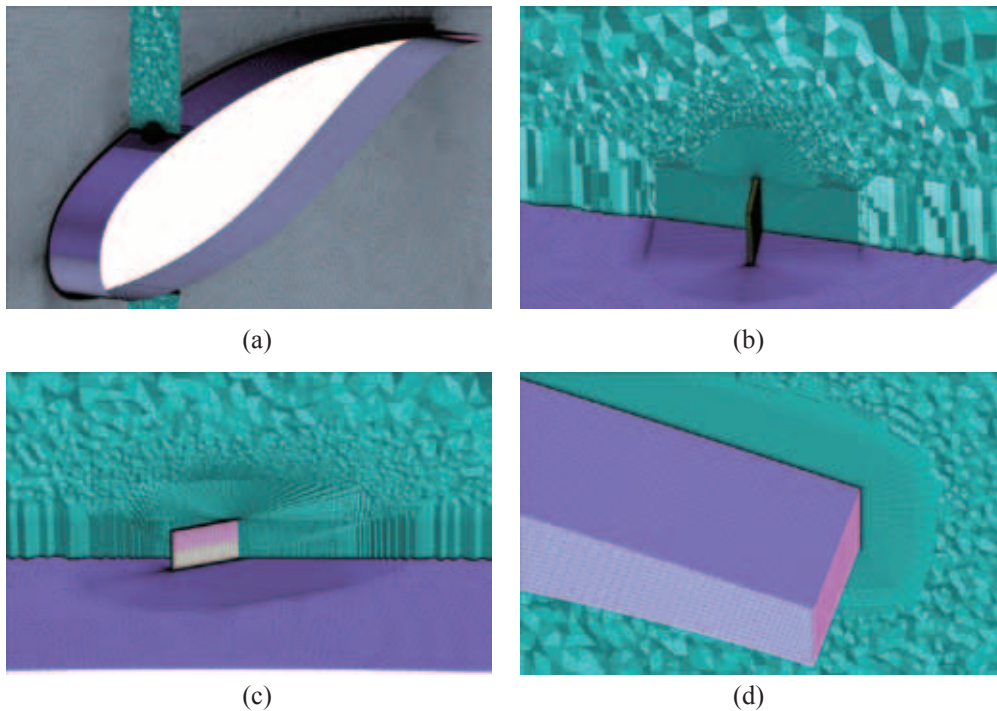


図 4-1. SC(2)-0518 二次元翼上の VG 周りへの格子生成 : (a) 表面格子と格子断面 (薄緑); (b) 図 a の拡大図; (c) 別の格子断面と VG; (d) blunt な後縁周りの格子

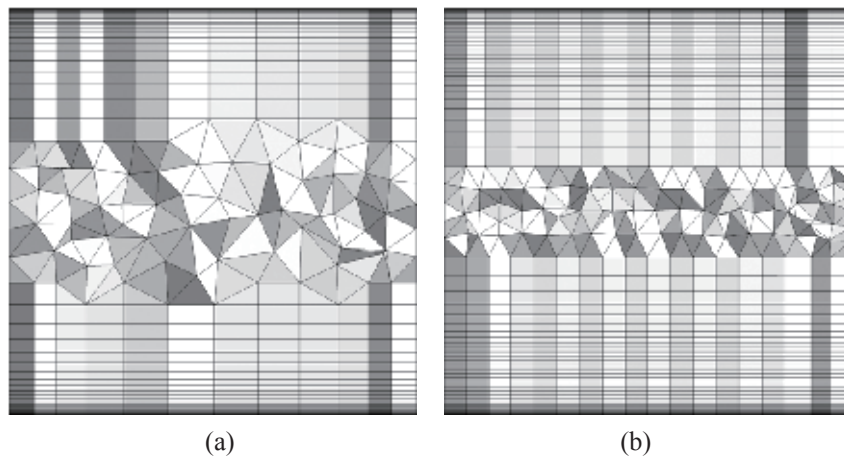


図 4-2. 層状格子の高さ変化を見るための空間格子断面 : (a) 同じ高さの層なし ($n_p = 23$); (b) 15 層目から 25 層目まで同じ高さを指定 ($n_p = 33$); どちらの場合でも $h_{\min} = 0.001$, $f_p = 1.2$ を指定

4.2.1 層状格子の高さ

非構造ハイブリッド空間格子作成には、Mixed-Element Grid Generator in 3 Dimensions (MEGG3D) [21, 22] を用いた。非構造ハイブリッド格子では、粘性壁面上の境界層を効率よく捉えるために高アスペクト比のプリズム・六面体層 (以後、層状格子と呼ぶ) を配し、残りを四面体と少数のピラミッドで覆う。層状格子 n 層目 ($1 \leq n \leq n_p$) の高さは以下のように計算される。

$$h_n = \begin{cases} h_{\min} & (n \leq n_c) \\ \min(h_{n-1}r_{n-n_c+1} & h_{\max}) & (n > n_c) \end{cases} \quad (1)$$

r_n は以下で求められる。

$$r_n = \begin{cases} \min(f_p & r_{p\max}) & (n = 1) \\ \min(r_{n-1}m_p & r_{p\max}) & (n \geq 2) \end{cases} \quad (2)$$

さらに中間の指定した層の範囲で同じ高さ ($r_n = 1$) を指定することができるように変更を加えた。図 4-2 に例を示すように、境界層と VG からの渦が干渉する部分に格子点を容易に集めることができる。

4.2.2 凹んだ角での六面体要素配置方法

粘性壁面上の非構造層状格子作成において、物体の角になっている部分では要素が容易に歪んでしまう。図 4-3 と図 4-4 に簡単な例を示す。図 4-3a は、一般的な非構造層状格子生成法である *advancing-layers* 法 [23] を用いた場合の空間格子断面を示している。*Advancing-layers* 法ではアルゴリズムを簡単にするため、各節点から 1 つだけ法線ベクトルを定義し、その方向に沿って節点を追加していく。そのため凹んだ角周りでは、構造格子的な方法 (図 4-3b) に比べ、非常に歪んだ要素が生じてしまう。さらに層数の増加に伴い、潰れた要素や体積が負の要素が生じるのを防ぐため、局所的に層状格子の追加を止める必要があり²、VG のような小さな形状周りで十分格子点を配置することが非常に難しくなる (図 4-4a)。

凹んだ角周りの非構造層状格子の要素形状を改善するため、伊藤らは *suppressed marching direction* 法を提案した [21]。この方法では見かけ上、層状格子作成の際に凹んだ角において法線ベクトルを用意せず、凹んだ角の間に六面体要素を積み上げていく。こうすることで図 4-4b で示されているように、VG のような小さな形状周りにも十分な格子点を配置することができる。

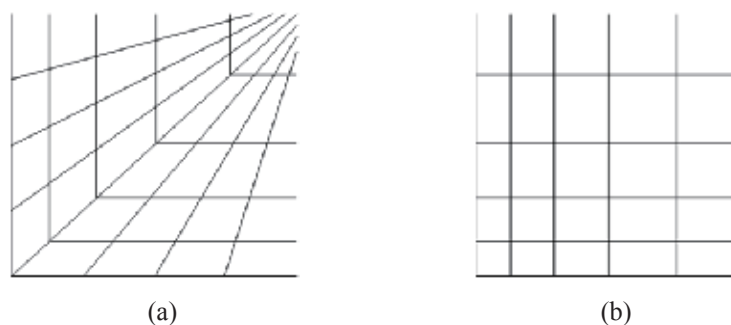


図 4-3. 凹んだ角における非構造要素配列: (a) 一般的な *advancing-layers* 法を用いた場合; (b) 構造格子的な手法を取り入れた場合

² 局所的に層の高さを変化させ、層数はあくまでも一定に保つという方法もあるが、層状格子から四面体格子への遷移が滑らかでなくなり、要素サイズに大きな差が生じてしまう危険性が高い。

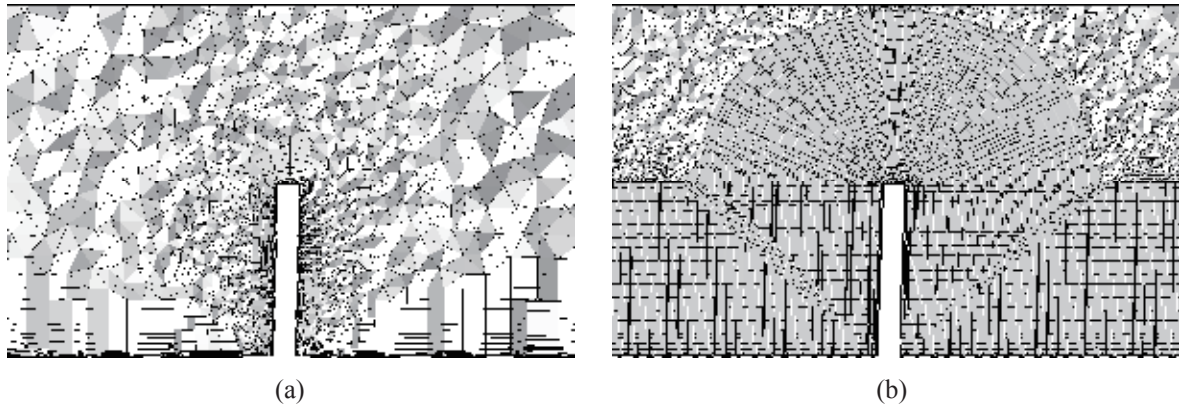


図4-4. 凹んだ角における実際の格子生成: (a) 一般的な advancing-layers 法を用いた場合; (b) 構造格子法的な手法を取り入れた場合



図 4-5. NASA SC(2)-0518 二次元翼と翼弦 20% 位置に配置された VG

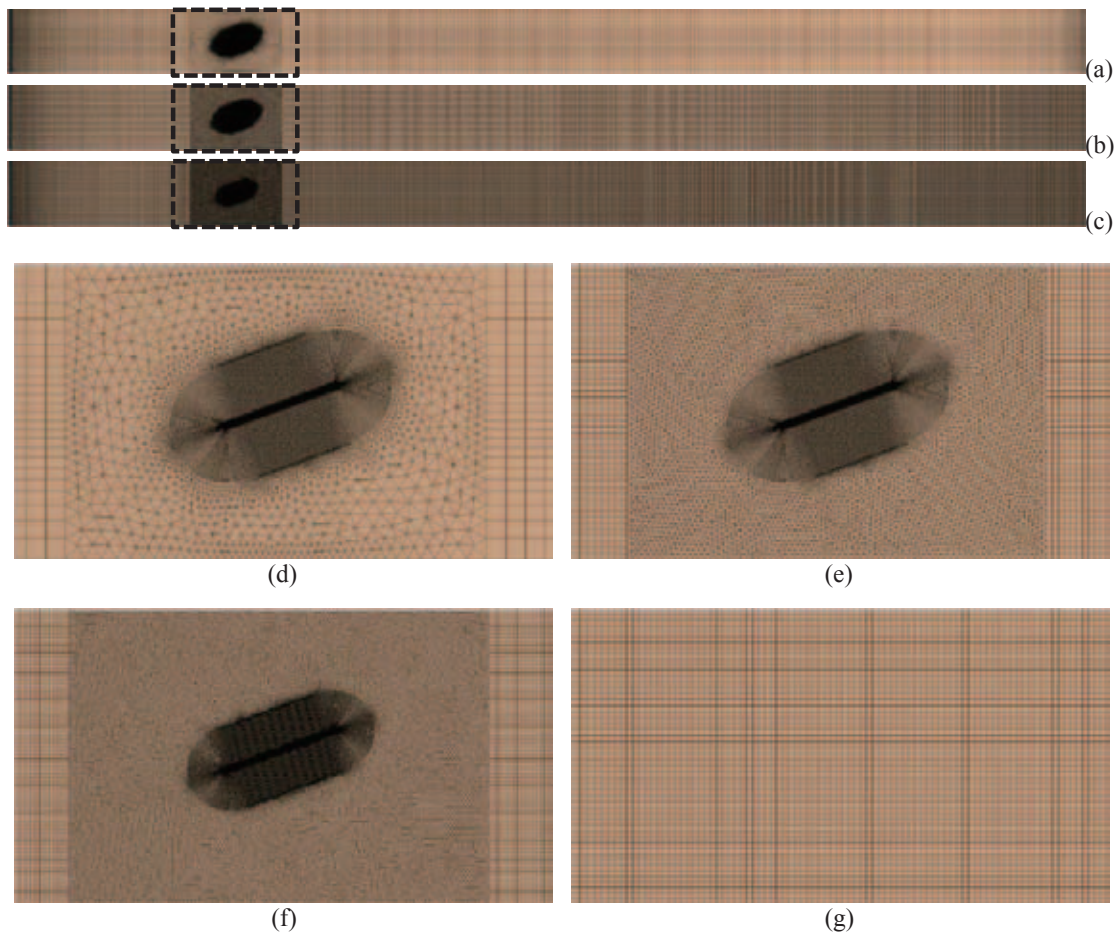


図4-6. NASA SC(2)-0518 上面の表面格子 (a-c) とVG周り (a-cの点線部分) の拡大図 (d-g): (a, d) Coarse (節点数 3.8 M); (b, e) Medium (節点数 8.3 M); (c, f) Fine (節点数 15.2 M); (g) Clean (VG なし, 節点数 9.3 M)

4.3 ソルバー

定常流れ場解析には Full Navier-Stokes 方程式非構造格子セル節点有限体積法ソルバーである TAS-Code [24] を用いた。物理量の勾配評価法に Green-Gauss 法を用いた非構造 MUSCL 法による空間 2 次精度スキームを用いている。乱流モデルには生成項において渦度とひずみ速度の最小値をとる修正を加えて渦粘性の過大な生成を抑制する修正 Spalart-Allmaras (SA) 1 方程式モデル [25] を用いた。

二次元翼周りの計算を効率よく行うため、周期境界条件を側壁に指定して計算を行った。

4.4 計算例

ここでは NASA SC(2)-0518 二次元翼と、NASA CRM 二次元翼を用いた例を挙げる。SC(2)-0518 翼型 (図 4-5) [6] は翼厚が 18% であり、現在の一般的な翼型と比べて厚く、衝撃波が強いという特徴がある。しかし、既存風洞模型が JAXA にあったため、CFD 側、風洞側 (3.1 節参照) 双方で VG に関する知見を得るためにまず用いることとした。

ただし、強い衝撃波により VG の効きが悪いのではないかという懸念が生じ、SC(2)-0518 で使用した CFD 技術・ノウハウ (具体的には格子生成パラメータ、CFD 計算方法) を CRM 二次元翼 [7] に適用し、VG 効果が得られるか検討を加えた。また 3.2 節で述べたように風洞模型を新規に作成し、CFD との比較も行っている。

4.4.1 NASA SC(2)-0518 二次元翼

NASA SC(2)-0518 二次元翼周りの格子 (medium 格子) は既に図 4-1 と図 4-4b で簡単に紹介した。図 4-5 で示したように翼弦 20% の位置に 1 枚の VG が付いた二次元翼に対して、粗い格子 (coarse, 図 4-6a, 節点数 3.8 M)、中間の格子 (medium, 図 4-6b, 節点数 8.3 M)、細かい格子 (fine, 図 4-6c, 節点数 15.2 M) の 3 つを作成した。 $A_v = 20^\circ$, $L_v = 4.8 \text{ mm}$, また VG 同士の間隔 $D_v = 12 \text{ mm}$ とした。

側壁の周期境界性を仮定し、VG 1 枚だけを計算格子に入れたため、図 4-1a で紹介したように $C (= 200 \text{ mm})$ の 6% ほどの薄い円盤状の格子となっている。二次元翼周りの空間格子は suppressed marching direction 法を用いて作成した。外部境界は半径 $100C$ の円筒としたが、外部境界付近でも薄い円盤内に十分な格子点数を入れるために、半径 $1.5C$ から $100C$ の領域ではプリズム層を 5 層用意し、内側の非構造ハイブリッド格子とつなげている。

注意点として、外部境界付近の側壁上の表面格子は細かな必要はないが (今回の例では図 4-7 に示したように外部境界の円周上に 50 節点を配置)、半径を $100C$ と十分大きく取るとは二次元翼上で適切な収束解を得るために重要である。また 2 つの側壁上の表面格子は、解析過程で物理量の補間をしないで済むよう、平行移動して面の向きが逆なだけで全く同じになるように作られている。

比較のために、VG がない状態での細かな格子 (clean, 図 4-6g, 節点数 9.3 M) も用意した。この格子は medium 格子の側壁の表面格子 (図 4-7) を取り出し、法線方向に 51 層等間隔に並べることで作成している。そのため表面格子上の四角形は VG 付きと比較して大きく見えるが、空間では外部境界に近い部分まで十分な格子密度がある。

図 4-6d-g ではこれら 4 つの空間格子から、VG 周りの表面格子のみを示している。視点はどれも同じで、VG を真上から見下ろした状態である。図 4-6d-f で表示され

ている VG 周りは **suppressed marching direction** 法で六面体を配置する必要性から、構造格子的な四角形格子となっている。大部分の表面格子はここで表示している範囲外になるが、図 4-6a-c に表示されているように、構造格子作成手法である **transfinite interpolation** を使用した四角形格子となっている。四角形格子の隙間を埋める形で三角形格子が使われている。

CFD 解析は TAS-Code を用いて行った。 $M_\infty = 0.7$, $Re = 5 M$ における計算結果を図 4-8 から図 4-11 に示す。図 4-8 では $\alpha = 3^\circ$ において、**coarse**, **medium**, **fine** の 3 格子の空間解像度を比較している。VG は先端が $x = 0.2C$ の位置になるように取り付けられているが、 $x = 0.3C$ と $x = 0.4C$ 断面における VG から発生した渦の強さを全圧分布として比較している。**Coarse** は粗いために、残りの二つの格子に比べて明らかに渦が早く拡散してしまっていることが分かる。図 4-9 では、粗すぎる **coarse** 格子を除き、 $\alpha = 4^\circ$ において **medium**, **fine** の 2 格子と **clean** 格子を比較している。**Medium**, **fine** の 2 格子では同じような結果が得られていることが分かる。

図 4-10 では、図 4-8 と図 4-9 に対応した C_p 分布を比較している。 C_p 取得位置は白線として図 4-11 に表示している。**Coarse** 格子では迎角が 3° の時、VG がない場合よりも垂直衝撃波位置が前方に移動しており (図 4-10a)、格子が粗すぎるのが原因で衝撃波位置がきちんと評価できていない。迎角が 4° の場合、**clean** 形態では垂直衝撃波位置が前進しているが、**medium** 格子と **fine** 格子では位置がそれほど移動せず、VG 効果が捉えられていることが分かる (図 4-10b)。また図 4-12 では、図 4-10 に重ね書きする形で JAXA 二次元風洞より得られた補正なしの実験値を表示している。CFD 迎角 3° の場合、垂直衝撃波位置で若干の不一致が見られるが、CFD 計算結果よりも迎角が 1° 大きい実験値とある程度一致していることが分かる。

ただし図 4-12 から分かるように、この二次元翼模型では下面に圧力孔が少なく、下面での圧力分布 (特に後縁に近い部分) の変化を十分に捉えることができない。3.1.4.1 節において風洞試験の圧力計測結果から揚力係数を求める方法を述べているが、今回利用した二次元風洞では、図 4-12 に示されている二次元翼一断面の C_p を積分した値を元に揚力係数とピッチングモーメント係数を求めている。そのため、下面圧力孔分布の問題が空力係数に大きく影響してしまい、空力係数に対する CFD と実験の適切な比較ができなかった。

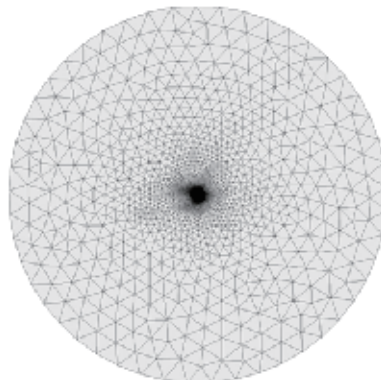


図 4-7. NASA SC(2)-0518 medium 格子側壁上の格子 (clean 格子と共通): 中心の黒い部分が高密度な格子になっており、二次元翼がある

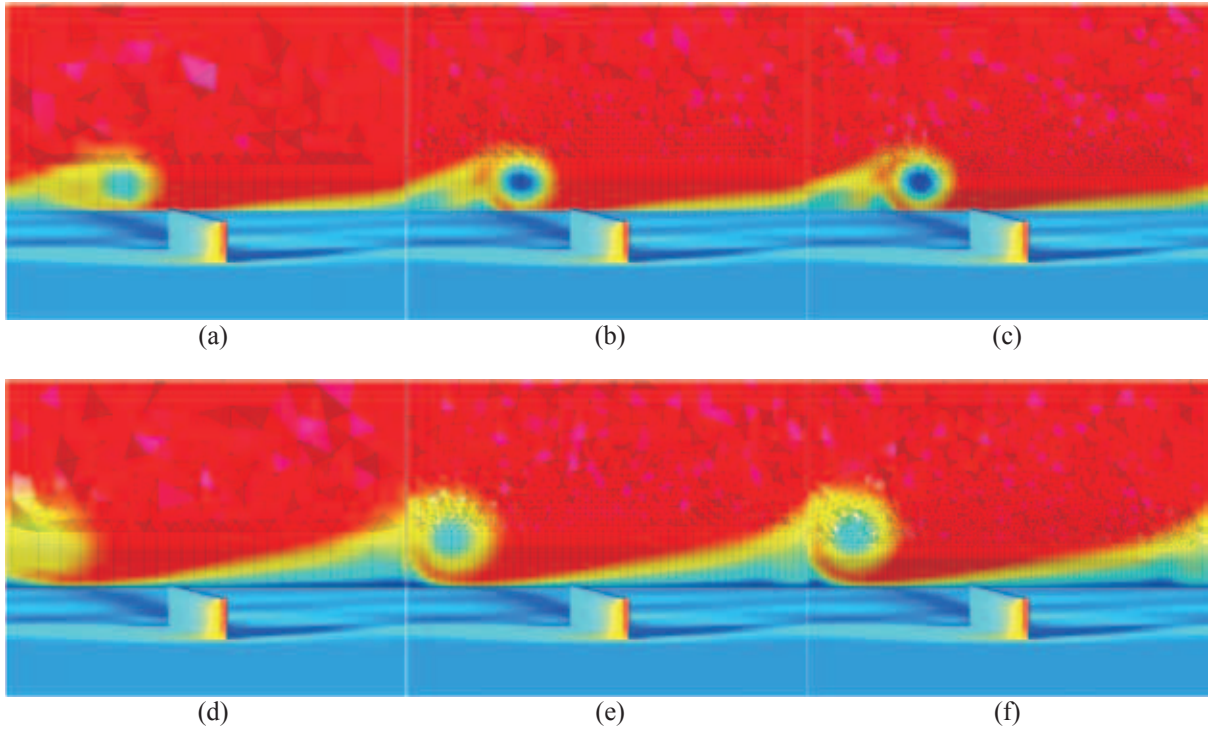


図 4-8. NASA SC(2)-0518 上の VG 付近で C_p で色付けした表面格子と (a-c) $x = 0.3C$, (d-f) $x = 0.4C$ における格子断面上の全圧分布 ($M_\infty = 0.7$, $Re = 5 M$, $\alpha = 3^\circ$): (a, d) coarse 格子 ; (b, e) medium 格子 ; (c, f) fine 格子

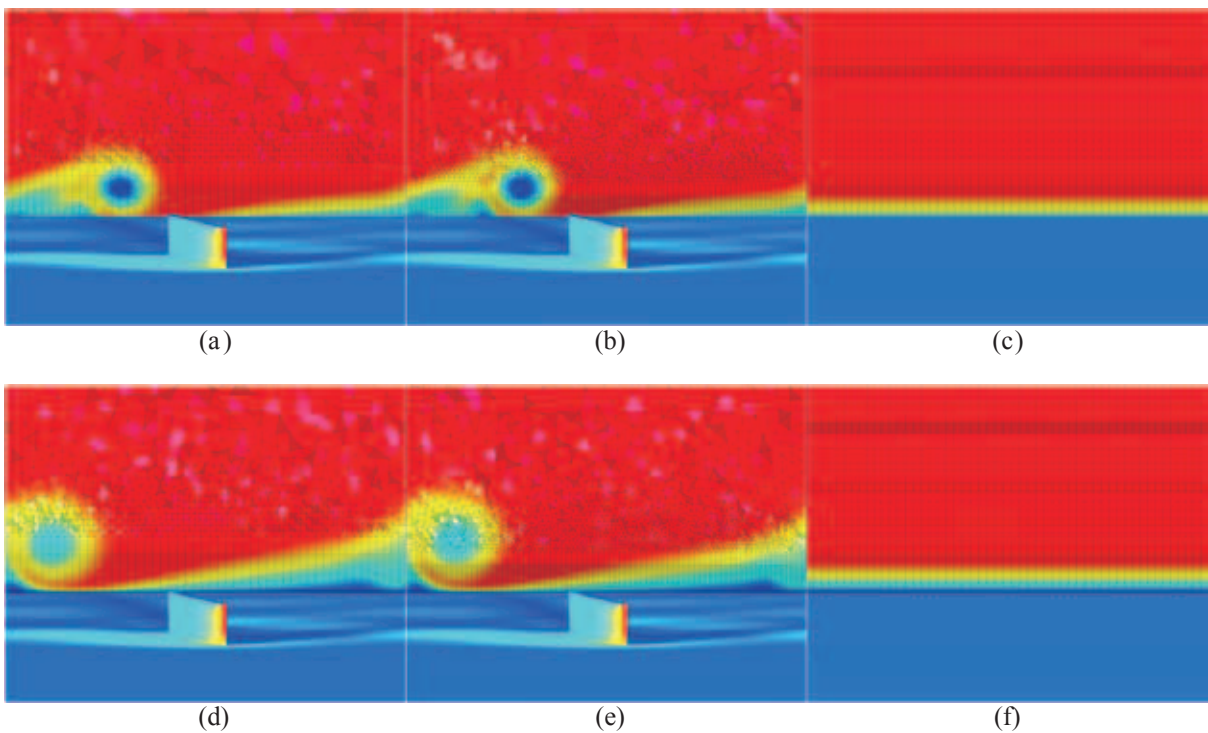


図 4-9. NASA SC(2)-0518 二次元翼上の VG 付近で C_p で色付けした表面格子と (a-c) $x = 0.3C$, (d-f) $x = 0.4C$ における格子断面上の全圧分布 ($M_\infty = 0.7$, $Re = 5 M$, $\alpha = 4^\circ$): (a, d) medium 格子 ; (b, e) fine 格子 ; (c, f) clean

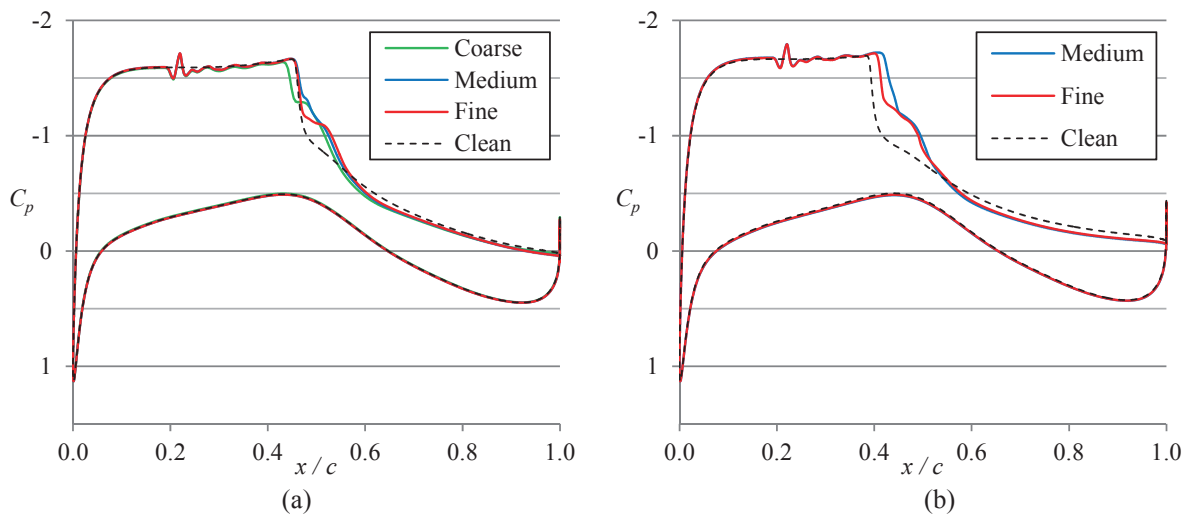


図 4-10. Coarse 格子、medium 格子、fine 格子を用いた場合の VG 付き NASA SC(2)-0518 二次元翼上での C_p 分布 (比較のために VG なし二次元翼を clean として表示): (a) $\alpha = 3^\circ$; (b) $\alpha = 4^\circ$ ($M_\infty = 0.7$, $Re = 5 M$, C_p 取得位置は図 4-11 参照)

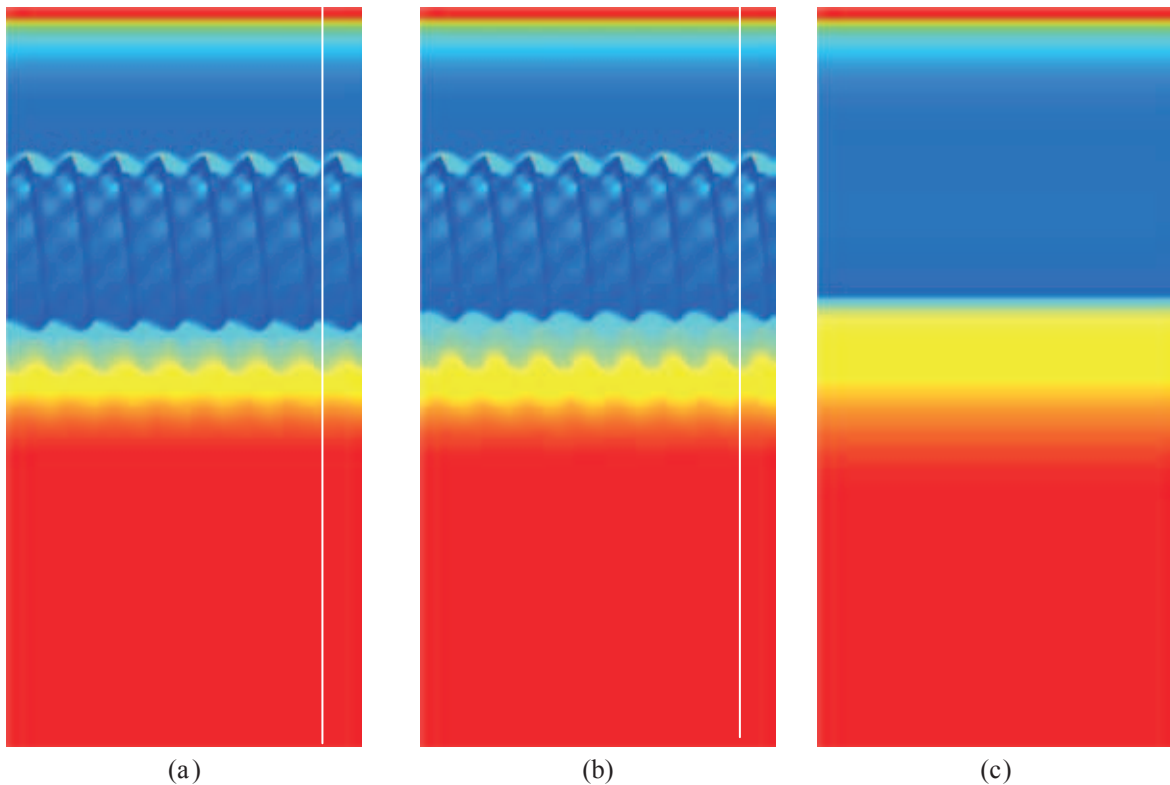


図 4-11. -1.5 以下 (青) から -0.5 以上 (赤) までの表面 C_p 分布: VG 付き NASA SC(2)-0518 二次元翼の (a) medium 格子と (b) fine 格子と、(c) VG なしの格子 ($M_\infty = 0.7$, $Re = 5 M$, $\alpha = 4^\circ$): 計算領域にある VG は 1 枚だけであるが、可視化の際に 8 回コピーして表示した。図 a と b の白線は、図 4-10 での C_p 取得位置を表している。

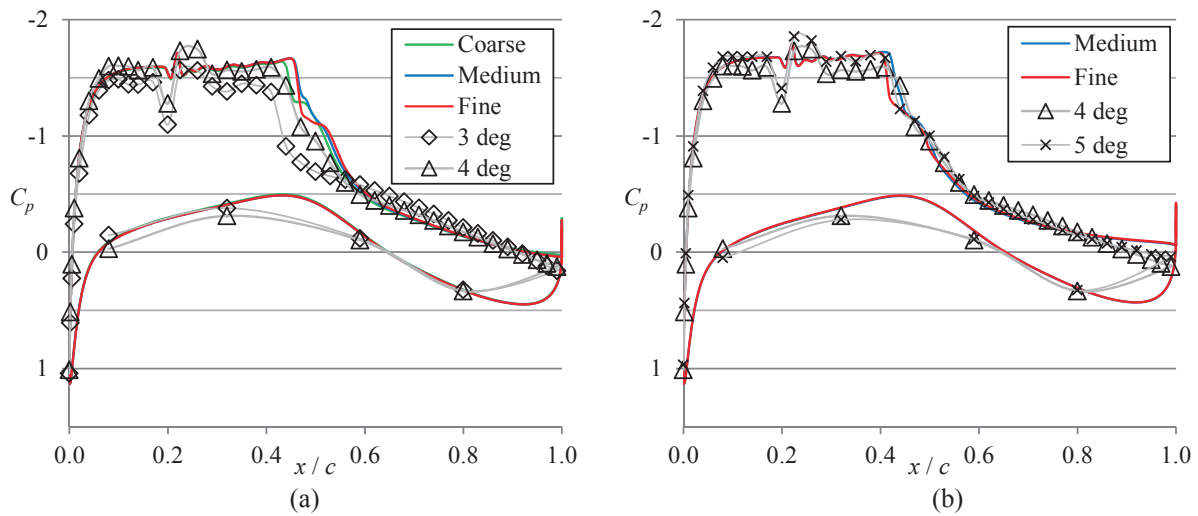


図 4-12. Coarse 格子、medium 格子、fine 格子を用いた場合の VG 付き NASA SC(2)-0518 二次元翼上での C_p 分布と実験値の比較 : (a) CFD 迎角 3°; (b) CFD 迎角 4° ($M_\infty = 0.7$, $Re = 5 M$, C_p 取得位置は図 4-11 参照)

4.4.2 NASA Common Research Model 二次元翼

図 4-13 に 20% スパン位置に VG が付いた NASA CRM 二次元翼断面を示す。格子生成の際には、前節で紹介した NASA SC(2)-0518 二次元翼の medium 格子で指定した表面格子生成パラメータ、空間格子生成パラメータを再利用することとし、同じような節点密度を持った格子を作ること成功した。図 4-14 で示される空間格子の節点数は 8.4 M である。VG 周りには前回同様、suppressed marching direction 法を用いることで VG 周りとは境界層内に高密度の六面体要素を配置している。また、VG 取り付けパラメータは NASA SC(2)-0518 二次元翼の場合と同じである。



図 4-13. NASA CRM 二次元翼と翼弦 20% 位置に配置された VG

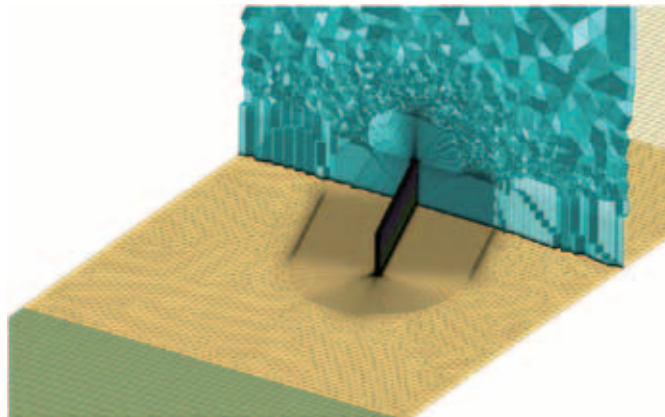


図 4-14. CRM VG 周りの表面格子と空間格子断面

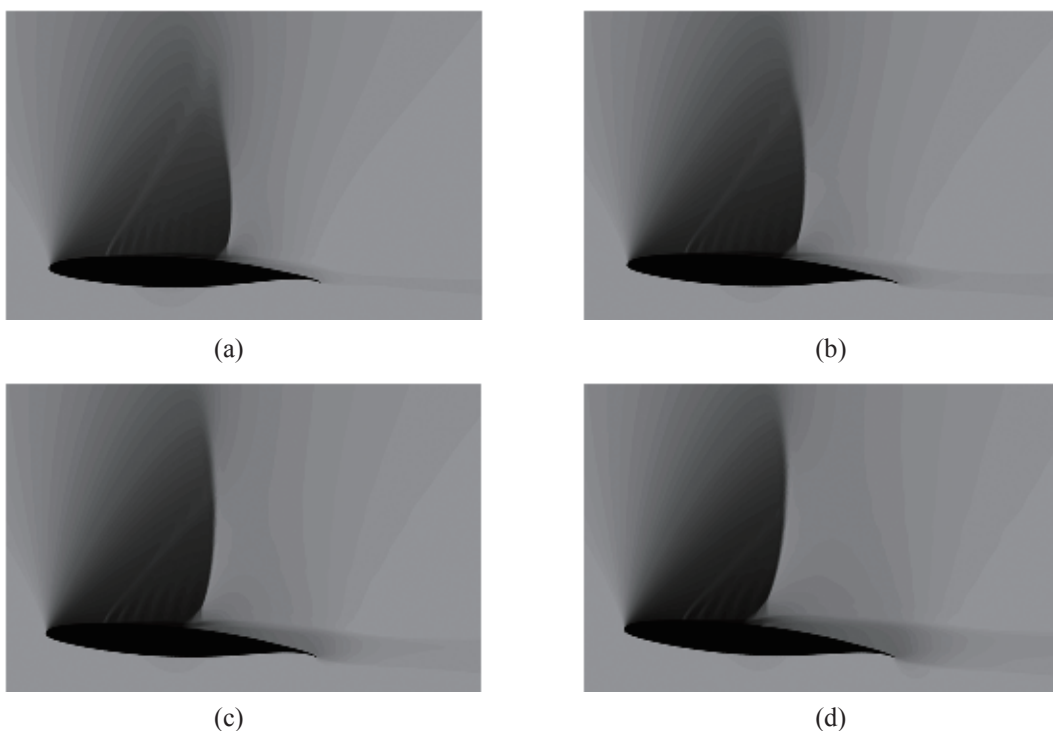


図 4-15. VG 付き NASA CRM 二次元翼断面における密度分布 : (a) $\alpha = 3^\circ$; (b) $\alpha = 4^\circ$;
(c) $\alpha = 5^\circ$; (d) $\alpha = 6^\circ$

CFD 計算は、風洞試験結果と一様流マッハ数を揃えるために $M_\infty = 0.7364$, $Re = 5$ M とした。図 4-15 に $\alpha = 3-6^\circ$ における側壁上での密度分布を示している。VG で発生した衝撃波や、VG 後方での垂直衝撃波が可視化されている。図 3-38 の風洞試験でのシュリーレン写真と比較して、迎角の違いはあるが、定性的によく一致していることが分かる。図 4-16 では、表面摩擦係数分布を同じ迎角の範囲で可視化している。図 3-39 の実験でのオイルフローと比較して、垂直衝撃波後方付近の剥離領域では同じような模様を描いており、こちらも定性的に一致している。

図 4-17 では、VG 効果が現れる程度に高い迎角における、CFD 結果と実験から求めた C_p 分布を比較している。実験値の迎角は壁干渉補正後の迎角を用いているため整数値の CFD 迎角と一致せず、直近の 2 つの CFD 迎角での値と比較している。衝撃波位置は CFD と実験で若干異なっている。

図 4-17 で示されるように、CRM 二次元翼模型は、SC(2)-0518 模型と比べて下面にも十分な静圧孔が用意されており、CFD と実験結果から算出した空力係数の比較はある程度妥当と考えられる。補足事項として、CRM 二次元翼模型は静圧孔位置が多いだけでなく、その位置を決めるために CFD で事前検討を行った。特に後縁付近での翼型の厚さが十分でない部分など物理的な制約もあったが、圧力勾配が大きいところになるべく多くの静圧孔を設けるようにしてある。

図 4-18 においては CFD 結果と壁干渉補正後の実験値から算出した空力係数を比較している。図 4-17 で示した VG 付きのものに加え、参考のために二次元翼だけ (clean) の結果を添えている。 C_L - α 曲線 (図 4-18a), C_D - α 曲線 (図 4-18b) では、clean 形態において実験値でははっきりと現れている剥離による揚力低下、抗力増加の影響が CFD ではあまり明確でない。また、密度分布と表面摩擦係数分布の図と同じように、CFD 結果と実験値の迎角が一致していない。 C_L - C_D 曲線 (図 4-18c) においては、VG 付きの CFD 結果と実験値は、少なくとも剥離が生じる前の clean 形態の結果はよく一致しているので、実験値の迎角補正 (側壁の影響の評価) が十分でない可能性がある。実験においては、流れの剥離は迎角を上げていった際に、翼後縁の中央部付近から局所的、かつ三次元的に起こったため、これも側壁の影響を排除し切れていないのではないかと考えられる要因である。また前述したように、今回は既存の乱流モデルを使用した。そのため、特に剥離が生じた後の流れでは乱流モデルの検討も必要と考えられる。

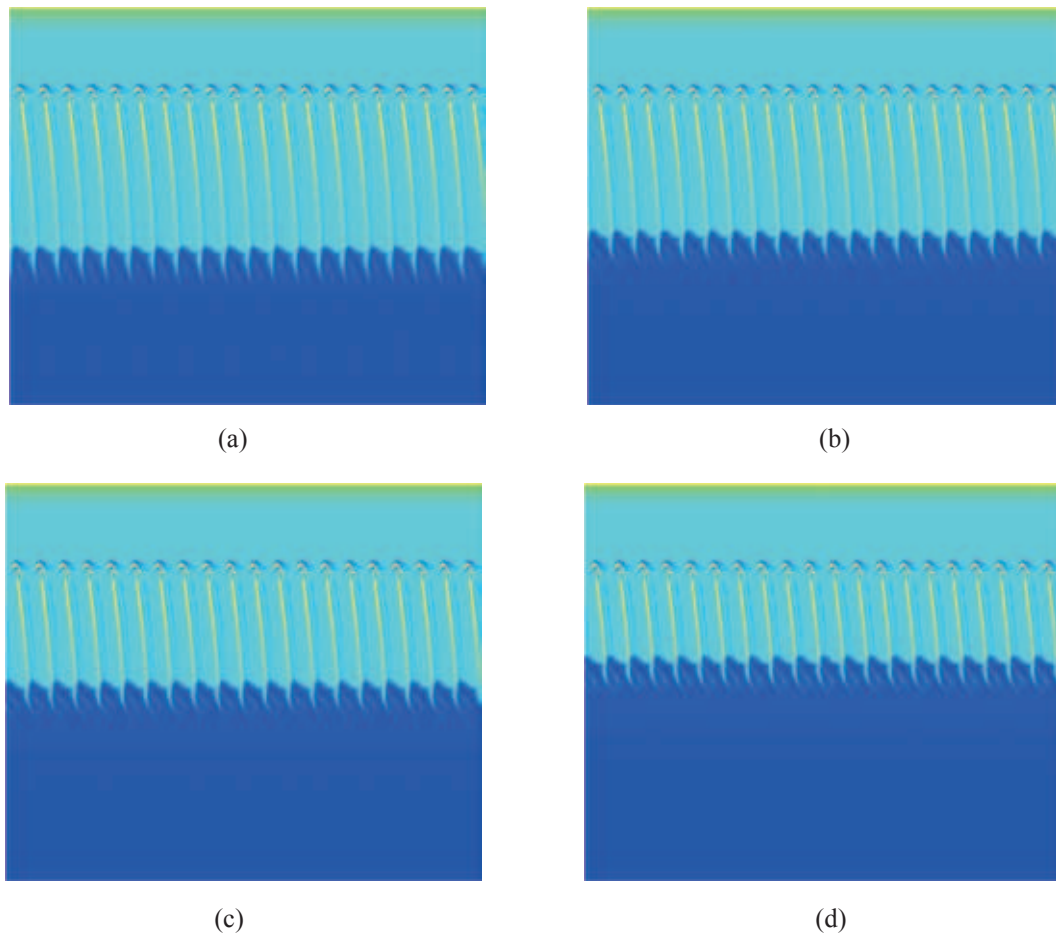


図 4-16. VG 付き NASA CRM 二次元翼断面における表面摩擦係数分布 : (a) $\alpha = 3^\circ$; (b) $\alpha = 4^\circ$; (c) $\alpha = 5^\circ$; (d) $\alpha = 6^\circ$

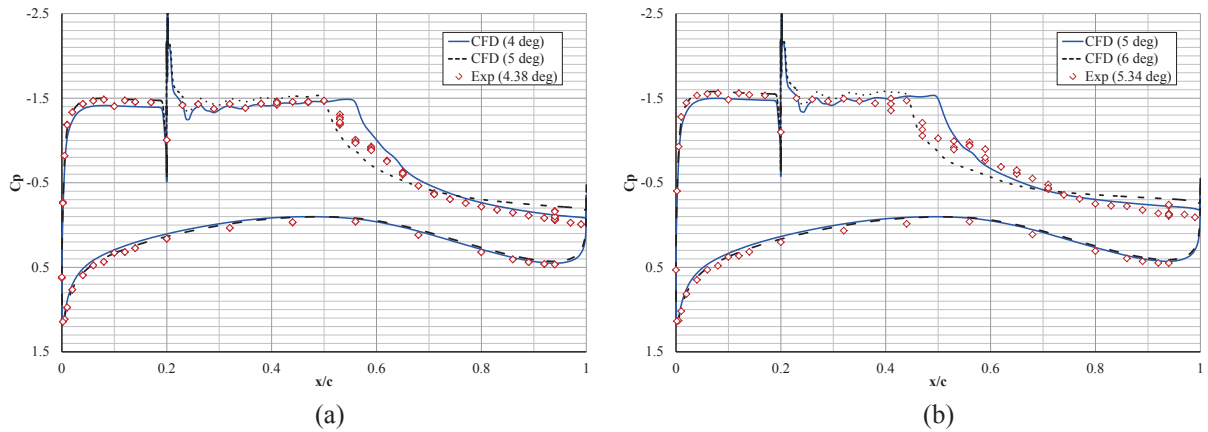


図 4-17. VG 付き NASA CRM 二次元翼上での C_p 分布と実験値の比較 : (a) CFD 迎角 4° と 5° ; (b) CFD 迎角 5° と 6° ($M_\infty = 0.7364$, $Re = 5 M$)

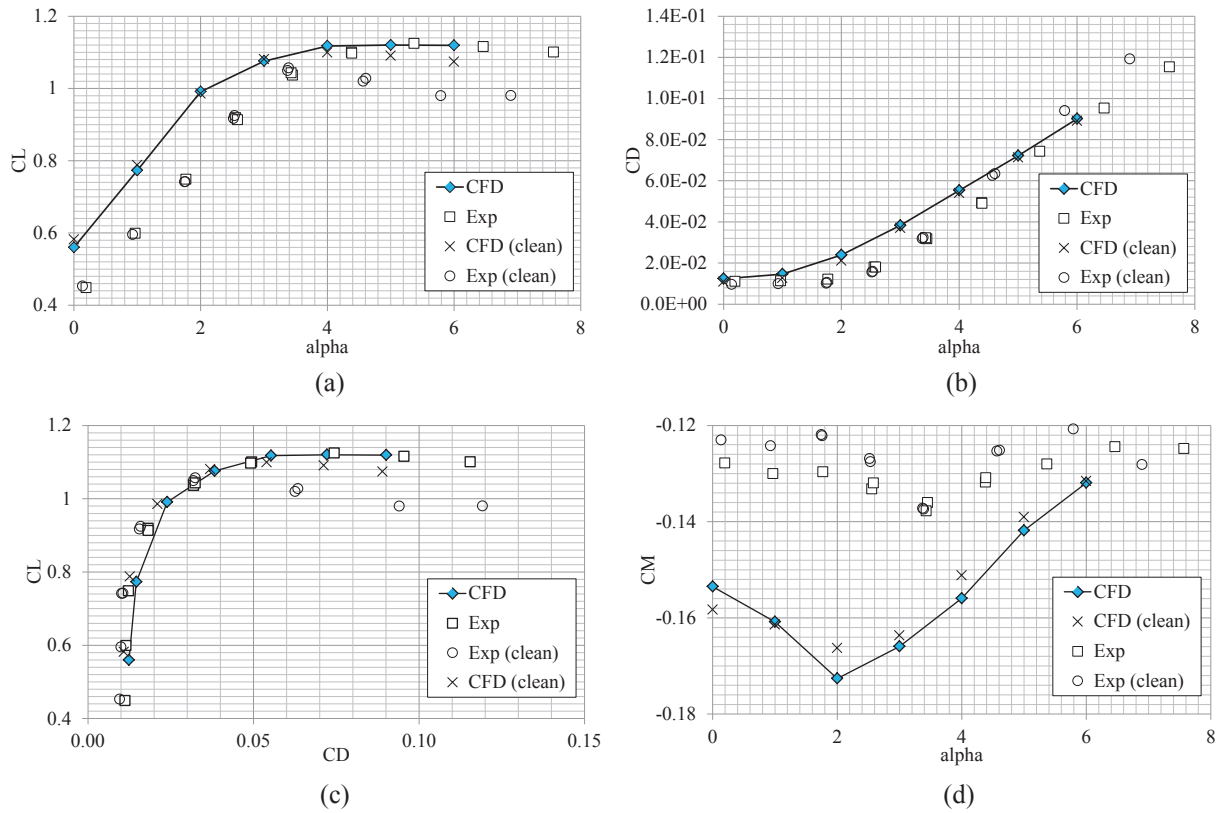


図 4-18. VG 付き NASA CRM 二次元翼の空力係数と実験値との比較 : (a) $C_L-\alpha$; (b) $C_D-\alpha$; (c) C_L-C_D ; (d) $C_M-\alpha$

また C_M - α 曲線では、 C_L - α 曲線と C_D - α 曲線で見られる迎角のずれを考慮したとしても、CFD 結果と実験結果はあまり一致していない。いちばんの原因として、壁干渉が十分補正されていない可能性が挙げられる。3.1.3.1 節で述べたように、翼近傍での流れ場の二次元性を確保するために側壁境界層の吸い込みを行っているが、Appendix (M) のオイルフローの写真で示されているように、特に高迎角側では翼上面と側壁がなす角の後縁付近で剥離が起きており、流れの二次元性が完全には維持されておらず、これが翼の上流に吹き下ろしがあるような効果をもたらしていると考えられる [26]。

その他の原因としては、NASA SC(2)-0518 二次元翼の場合と比べて改善してはいるが、 C_p 分布評価の違いが挙げられる。CFD では VG 周りや翼後縁部分など、風洞模型では十分な圧力孔を設けることが難しい部分でも十分な格子点数を集めたことにより細かな変化を捉えた C_p 曲線が得られているため、 C_p を積分することで得られる C_M は CFD の方がよい近似になっていると考えられる。注意点として、 C_M を精度よく算出するためにはモーメント中心から離れている翼後縁付近での C_p 分布も重要である。

4.4.3 まとめ

ここでは二次元翼上の VG 周りの流れを効率よく解くための CFD 解析手法を提案し、解析例を紹介した。当初問題点の1つとして挙げられていた格子生成は、三次元形状に VG を搭載した場合の解析を想定し、複雑形状へも格子生成が容易な非構造格子生成法を用いた。ただし、従来の非構造格子生成法では VG 周りにきれいな要素³を十分に配置できず、精度よい解析が行えなかった。そこで suppressed marching direction 法を提案することで、VG 周りのような凹んだ角においてもきれいな層状格子を配置できるようにした。

CFD 解析をする際には、計算資源の制約からなるべく格子を小さく作りたい。そこで VG 1 枚だけの計算で問題が出ないように、側壁上で周期境界条件を適用し、幅の狭い計算領域の中で十分な格子点数を使うことが可能となった。

さらに二種類の二次元翼を用いた解析例と結果を示し、風洞試験結果とも比較を行った。CFD 結果と風洞試験結果には、迎角のずれと、衝撃波位置のずれなどが見られるが、二次元性の保たれている範囲（低迎角で剥離がない範囲）では、非構造格子を用いた CFD は実験結果を概ね再現していることが分かった。

CFD と実験値のずれは、実験で側壁の影響による流れ場に三次元性が現れてしまっていることが主要因と考えられる。風洞試験において完全な二次元性を確保することは難しく、特に高迎角時には側壁の影響を排除し切れていないのではないかと考えられる。

また、CFD 側でも使用している乱流モデルについて、VG 解析でも適したモデルであるのか、今後さらなる検討が必要と思われる。

³ きれいな要素とは、多くのソルバーで問題なく計算が行える、大きすぎる、または小さすぎる角度（辺がなす角、二面角）を持たないような要素を指す。

5. 結論

本報告書では、2011年から2013年にJAXAで行われたVortex Generator (VG)の風洞試験とCFDの研究結果の中から、遷音速流中の二次元翼にブレイド型VGを設置した際のVG効果に関する部分をまとめた。

風洞試験は、0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞にて行った。まず、NASA SC(2)-0518 二次元翼模型を用い、高さ約1mmと非常に小さいVGを翼模型に精度良く設置する技術を中心としたVG試験技術を開発した。VG設置のために使用したアクリル系仮止め接着剤は温水で容易に剥離することができ、多数のVG配置を容易に実現することができるようになった。その後、この技術を使用し、現在運航中の航空機の翼形状に近いNASA Common Research Model (CRM)の二次元翼模型を用い、VGの各パラメータ(VGの高さ、アスペクト比、間隔、コード方向取り付け位置、取り付け角度)のVG効果に対する影響を評価した。本試験の範囲では、VGの高さと間隔の影響が明瞭にあらわれ、VGの高さが高いほど、また間隔が狭いほど揚力係数は上昇した。コード方向の取り付け位置とVGのアスペクト比の効果は本試験範囲では小さく、取り付け角の効果は迎角やVG間隔に依存することが分かった。

CFD側では、三次元形状にVGを搭載した場合の解析への拡張を予め見据え、複雑形状へも格子生成が容易な非構造ハイブリッド格子生成法を用いた。VGのように簡単な形状ではあるが、小さく、凹んだ角を持ったような形状に対してもきれいな格子が作れるよう、suppressed marching direction法を用いた。ソルバーとしてTAS-Codeを用いたが、周期境界条件を加えることで幅が狭い計算領域でも問題なく計算できるようになった。計算結果は風洞試験結果との比較を行った。二次元風洞試験における側壁の影響を完全には除去できないため、定性的な比較に留めたが、同様の傾向を得ることができた。

現在はここで述べた二次元での成果を元に、三次元形状を用いたVGのCFD解析、風洞試験が既に行われている。この成果は続報として発表する予定であり、本格的なCFDの検証はこの三次元形状で実施する予定である。

謝辞

TAS-Codeの周期境界条件は三菱重工業 竹中啓三氏と三菱航空機 畑中圭太氏にご提供いただいた。CFD解析は機体システム研究グループ 亜音速機セクション 田中健太郎氏、平井亨氏にご支援いただいた。JTWT2における風洞試験では、風洞技術開発センター須谷記和氏、満尾和徳氏、西島寛典氏、杉永佳正氏、安藤法久氏にご支援いただいた。

参考文献

1. Kusunose, K. and Yu, N. J., "Vortex Generator Installation Drag on an Airplane near its Cruise Condition," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No.6, 2003, pp. 1145-1151, DOI: 10.2514/2.7203.
2. Raymer, D.P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 4th Ed., AIAA Education Series, pp. 175-177, AIAA, 2006.
3. Pearcey, H. H., "Shock-Induced Separation and Its Prevention by Design and Boundary Layer Control," *Boundary Layer and Flow Control*, Edited by Lachmann, G. V., Vol. 2, pp. 1166-1344, Pergamon Press, 1961.
4. Gould, D. G., "The Use of Vortex Generators to Delay Boundary Layer Separation

- Theoretical Discussion Supported by Tests on a CF-100 Aircraft,” National Aeronautical Establishment Canada, Laboratory Report LR-183, December, 1956.
5. Squire, H. B., “The Growth of Vortex in Turbulent Flow,” Aeronautical Research Council Report FM 2053, March, 1954.
 6. Harris, C. D., “NASA Supercritical Airfoils—a Matrix of Family-Related Airfoils,” NASA Technical Paper 2969, 1990.
 7. CRM.65.airfoil sections, <http://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/crm-65-airfoil-sections/> [cited 24 June 2014].
 8. 二次元風洞研究室, “航技研二次元風洞の改修,” NAL TM-744, 1999.
 9. Sudani, N., Sato, M., Kanda, H., Toda, N., and Shigemi, M., “Assessment of Mach Number Correction for Sidewall Interference in Transonic Airfoil Testing,” *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 1, 2003, pp. 164-172.
 10. 佐藤衛, 神田宏, 永井伸治, “二次元翼型試験における側壁境界層吸い取り効果について,” JAXA-RM-10-006, 2010.
 11. Braslow, A. L., and Knox, E. C., “Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness Particles for Boundary-Layer Transition at Mach Numbers from 0 to 5,” NACA-TN-4363, 1958.
 12. 日化精工株式会社, “2液反応型アクリル系接着剤 スカイロック RD シリーズ 5版,” PRC-CC001-05JP, 2011.
 13. 佐藤衛ら, “ATP ブレードの研究 (I) —薄翼の遷音速二次元風洞試験—,” NAL TM-615, 1989.
 14. 沢田秀夫, 榊原盛三, 佐藤衛, 神田宏, “航技研二次元風洞の壁干渉評価,” NAL TR-829, 1984.
 15. Vassberg, J. C., DeHaan, M. A., Rivers, S. M., and Wahls, R. A., “Development of a Common Research Model for Applied CFD validation studies,” AIAA Paper 2008-6919, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Hawaii, HI, August 2008.
 16. 満尾和徳, 小幡誠, 矢野重信, 特願 2008-187174.
 17. Brunet, V., Francois, C., Garnier, E. and Pruvost, M., “Experimental and Numerical Investigations of Vortex Generators Effects,” AIAA Paper 2006-3027, 3rd AIAA Flow Control Conference, San Francisco, CA, 2006, DOI: 10.2514/6.2006-3027.
 18. Dandois, J., Brunet, V., Molton, P., Abart, J.-C. and Lepage, A., “Buffet Control by Means of Mechanical and Fluidic Vortex Generators,” AIAA Paper 2010-4975, 5th Flow Control Conference, Chicago, IL, 2010, DOI: 10.2514/6.2010-4975.
 19. Lee, S., Loth, E. and Babinsky, H., “Normal Shock Boundary Layer Control with Various Vortex Generator Geometries,” *Computers & Fluids*, Vol. 49, No. 1, 2011, pp. 233-246, DOI: 10.1016/j.compfluid.2011.06.003.
 20. Huang, J., Xiao, Z., Liu, J. and Fu, S., “Numerical Investigation of Shock Buffet on an OAT15A Airfoil and Control Effects of Vortex Generators,” AIAA Paper 2012-0044, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, TN, 2012, DOI: 10.2514/6.2012-44.
 21. Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M. and Soni, B. K., “Efficient Hybrid Surface/Volume Mesh Generation Using Suppressed Marching Direction Method,” *AIAA Journal*, DOI: 10.2514/1.J052125, in press.
 22. Ito, Y., Murayama, M. and Yamamoto, K., “High-Quality Unstructured Hybrid Mesh Generation for Capturing Effects of Vortex Generators,” AIAA Paper 2013-0554, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, TX, 2013, DOI: 10.2514/6.2013-554.
 23. Pirzadeh, S., “Unstructured Viscous Grid Generation by the Advancing-Layers

- Method,” *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 2, 1994, pp. 1735-1737, DOI: 10.2514/3.12167.
24. Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F., “Some Challenges of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD,” *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 43, Issue 6-7, 2003, pp. 769-783, DOI: 10.1002/flid.559.
 25. Lei, Z., “Effect of RANS Turbulence Models on Computational of Separated Flows over a Wing-Body Configuration,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, 2005, pp. 150-160.
 26. 山本一臣, 伊藤良三, 田中健太郎, 佐藤衛, 竹中啓三, “2次元高揚力装置風洞試験における風洞壁干渉のCFD解析,” 第42回飛行機シンポジウム CD-ROM 講演集, 神奈川県横浜市, 2004.

(以下は, 本報告にかかわる内容で既発表の文献である。)

27. Koike, S., Sato, M., Kanda, H., Nakajima, T., Nakakita, K., Kusunose, K., Murayama, M., Ito, Y., and Yamamoto, K., “Experiment of Vortex Generators on NASA SC(2)-0518 Two Dimensional Wing for Buffet Reduction,” Proceedings of the 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Takamatsu, Japan, Nov.20-22, 2013.
28. 小池俊輔, 佐藤衛, 神田宏, 中島努, 中北和之, 楠瀬一洋, 村山光宏, 伊藤靖, 山本一臣, “遷音速流れにおける2次元翼上ボルテックスジェネレータのバフエット抑制効果,” 第46回流体力学講演会/第32回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム CD-ROM 論文集, 青森県弘前市, 2014.

Appendix (A) 試験条件表 (日程を含む)

Date	Time	Run	Case	Wind tunnel and model		Vortex Generator (VG)				Measurement					Note			
				Mach	Re	P0, kPa	AoA	Roughness	h _v height	h _v Length	Avg. angle of VG	D. Distance	Position	Pressure tap		Wake pressure	Oil flow	Schlieren
2012/5/28	16:30	11965	1	0.7	5M	196	0.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O
			2	1.0														
			3	2.0														
			4	3.0														
	17:01	11966	5M	1	0.7	196	0.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O
				2	1.0													
				3	2.0													
				4	3.0													
	10:25	11967	5M	1	0.7	196	0.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O
				2	1.0													
				3	2.0													
				4	3.0													
2012/5/29	10:50	11968	1	0.7	196	3.4	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	3.6														
			3	3.8														
			4	4.0														
			5	4.2														
			6	4.4														
	11:19	11969	5M	1	0.7	196	4.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O
				2	4.2													
				3	4.4													
				4	4.6													
				5	4.8													
				6	5.0													
11:45	11970	10M	1	0.7	392	0.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	1.0														
			3	2.0														
			4	3.0														
13:40	11971	10M	1	0.7	392	0.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	3.0														
			3	4.0														
			4	5.0														
14:15	11972	10M	1	0.7	392	4.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	4.2														
			3	4.4														
			4	4.6														
14:45	11973	15M	1	0.7	588	0.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	3.0														
15:20	11974	15M	1	0.7	588	4.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	5.0														
2012/5/30	11:30	11975	1	0.7	196	0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	3														
			3	4														
			4	4.2														
			5	4.4														
			6	4.6														
12:15	11976	10M	1	0.7	392	4.0	10% 79micron	N/A			O	O	x	O	x	O	O	
			2	4.4														
			3	4.6														

Appendix (A) 試験条件表 (日程を含む) つづき

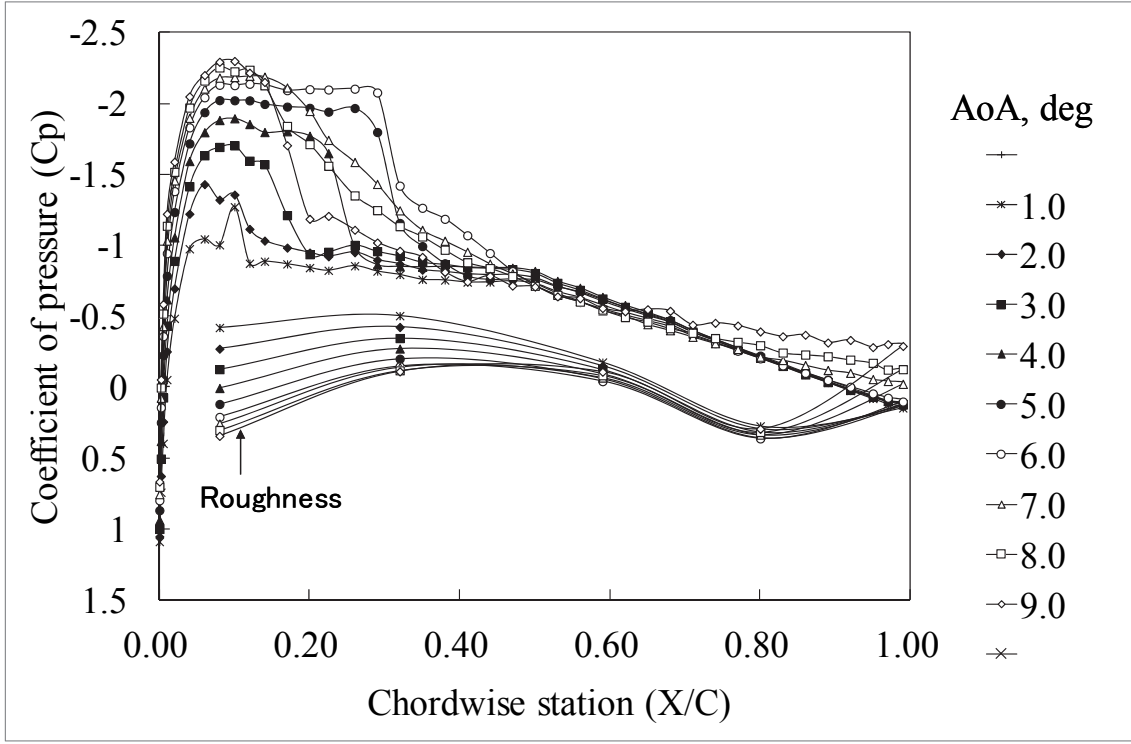
Date	Time	Run	Case	Wind tunnel and model			Vortex Generator (VG)				Measurement					Note			
				Mach	Re	P0, kPa	AoA	Roughness	h: height	h: Length	Avg. angle of VG	D: Distance	Position	Pressure tap	Wake pressure		Oil flow	Schlieren	PSP
2012/6/6	14:45	12014	1	0.7	5M	196	0.0	10kc 79micron	N/A	N/A	N/A	N/A	x	x	O	x	x	x	
			2	0.7	5M	196	7.0												
			3	0.7	5M	196	8.0												
	16:10	12015	12015	1	0.7	5M	196	3.0	10kc 79micron	N/A	N/A	N/A	O	O	x	O	x	x	O
				2	0.7	5M	196	4.0											
				3	0.7	5M	196	5.0											
4				0.7	5M	196	6.0												
5				0.7	5M	196	7.0												
6				0.7	5M	196	8.0												
2012/6/7	12:05	12016	1	0.7	5M	196	N/A	10kc 79micron	N/A	N/A	N/A	x	x	O	x	x	O		
			2	0.7	10M	392	N/A												
2012/6/12	14:40	12018	1	0.7	5M	196	4.0	10kc 79micron	4.8	20	12	20kc	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	N/A												
			1	0.7	5M	196	3.0												
			2	0.7	5M	196	4.0												
			3	0.7	5M	196	5.0												
			4	0.7	5M	196	6.0												
	15:40	12019	12019	1	0.7	5M	196	7.0	10kc 79micron	4.8	20	12	20kc	O	O	x	x	O	O
				2	0.7	5M	196	8.0											
				1	0.7	5M	196	3.0											
				2	0.7	5M	196	4.0											
				3	0.7	5M	196	5.0											
				4	0.7	5M	196	6.0											
16:25	12021	12021	1	0.7	10M	392	4.0	10kc 79micron	4.8	20	12	20kc	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	10M	392	6.0												
			3	0.7	10M	392	7.0												
			4	0.7	10M	392	8.0												
			1	0.7	5M	196	4.0												
			2	0.7	5M	196	5.0												
2012/6/13	10:38	12022	1	0.7	5M	196	4.0	10kc 79micron	4.8	20	12	20kc	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	5.0												
	11:25	12023	12023	1	0.7	5M	196	6.0	10kc 79micron	4.8	20	12	20kc	O	O	x	x	O	O
				2	0.7	5M	196	7.0											
	11:55	12024	12024	1	0.7	10M	392	4.0	10kc 79micron	4.8	20	12	20kc	O	O	x	x	O	O
				2	0.7	10M	392	4.0											
13:55	12025	12025	1	0.7	10M	392	4.0	10kc 79micron	4.8	20	12	20kc	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	10M	392	4.0												
15:15	12026	12026	1	0.7	5M	196	4.0	10kc 79micron	4.8	20	24	20kc	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	5.0												
15:50	12027	12027	1	0.7	5M	196	6.0	10kc 79micron	4.8	20	24	20kc	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	7.0												
16:45	12028	12028	1	0.7	5M	196	4.0	10kc 79micron	4.8	20	48	20kc	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	5.0												
2012/6/14	10:58	12029	1	0.7	5M	196	1.0	10kc 79micron	N/A	N/A	N/A	N/A	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	2.0												
			3	0.7	5M	196	3.0												
			4	0.7	5M	196	4.0												
			5	0.7	5M	196	5.0												
			6	0.7	5M	196	6.0												
11:30	12030	12030	1	0.7	5M	196	4.0	10kc 79micron	N/A	N/A	N/A	N/A	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	5.0												
11:50	12031	12031	1	0.7	5M	196	6.0	10kc 79micron	N/A	N/A	N/A	N/A	O	O	x	x	O	O	
			2	0.7	5M	196	7.0												

Appendix (A) 試験条件表 (日程を含む) つづき

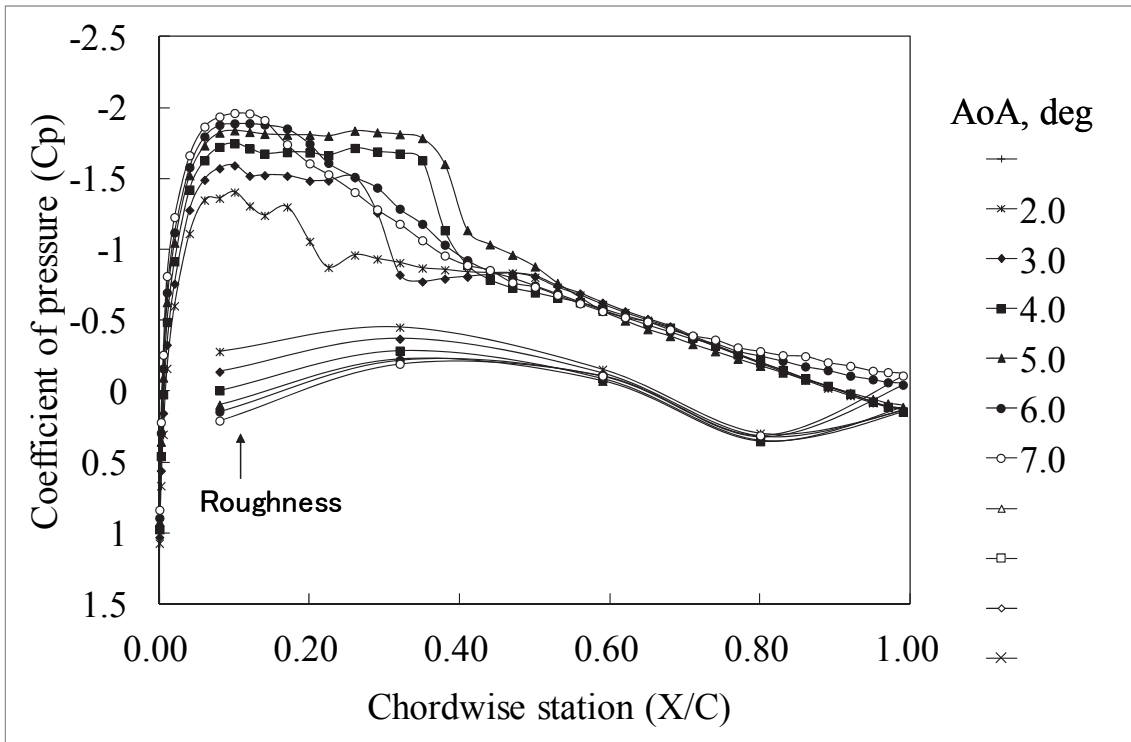
Date	Time	Run	Case	Wind tunnel and model			Vortex Generator (VG)			Measurement				Note		
				Mach	Re	P0, kPa	h: height	h: Length	Avg. angle of VG	D. Distance	Position	Pressure tap	Wake pressure		Oil flow	Schlieren
2012/6/14	13:50	12032	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A		○	○	x	○	x	○(一部なし)	PSPやずりがけ
			2													
			3													
			4													
			5													
			6													
	15:05	12033	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A		○	○	x	○	x	○(一部なし)	PSPやずりがけ
			2													
			3													
			4													
			5													
			6													
	10:58	12029	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A		○	○	x	○	x	○(一部なし)	
			2													
			3													
			4													
			5													
			6													
11:30	12030	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A		○	○	x	x	○	○(一部なし)		
		2														
		3														
		4														
		5														
		6														
11:50	12031	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A		○	○	x	x	○	○(一部なし)		
		2														
		3														
		4														
		5														
		6														
13:50	12032	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A		○	○	x	○	x	○(一部なし)	PSPやずりがけ	
		2														
		3														
		4														
		5														
		6														
15:05	12033	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A		○	○	x	○	x	○(一部なし)	PSPやずりがけ	
		2														
		3														
		4														
		5														
		6														
2012/6/15	11:45	12034	1	0.7	5M	196	10% 79micron	N/A	○	○	x	○	x	○(一部なし)	PSPはく離後 (両面はく離)	
			2													
			3													
			4													
			5													
			6													
	13:50	12035	1	0.65	5M	205	10% 79micron	N/A		○	○	x	○	x	○(一部なし)	PSPはく離後 (両面はく離)
			2													
			3													
			4													
			5													
			6													
	14:15	12036	1	0.65	5M	205	10% 79micron	N/A		○	○	x	○	x	○(一部なし)	PSPはく離後 (両面はく離)
			2													
			3													
			4													
			5													
			6													

Appendix (B) SC(2)-0518 翼型 2次元翼模型の基礎特性

以下の図 B-1 から図 B-8 に圧力係数 C_p を図 B-9 から図 B-14 に空力係数を示す。
 $M=0.70$ 以外は静圧レールなしの条件で計測したため、壁干渉補正後のデータはない。
 AoA の値は設定 AoA である。

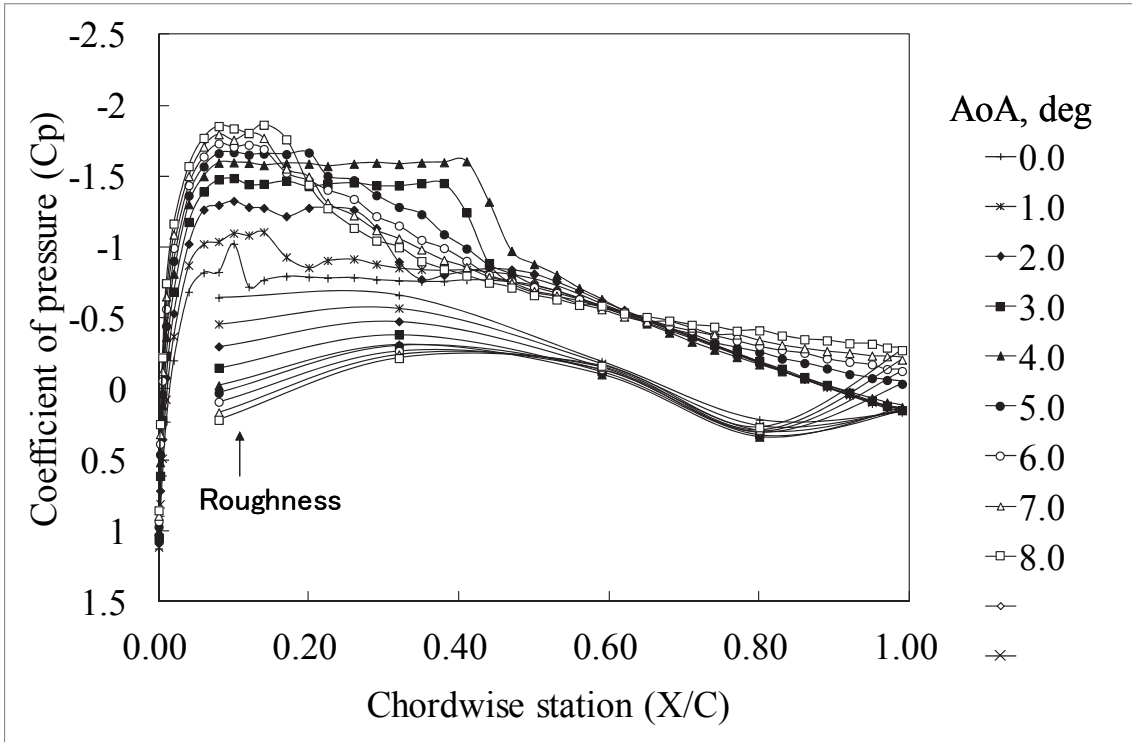


(a) $M=0.65$, $Re=5M$

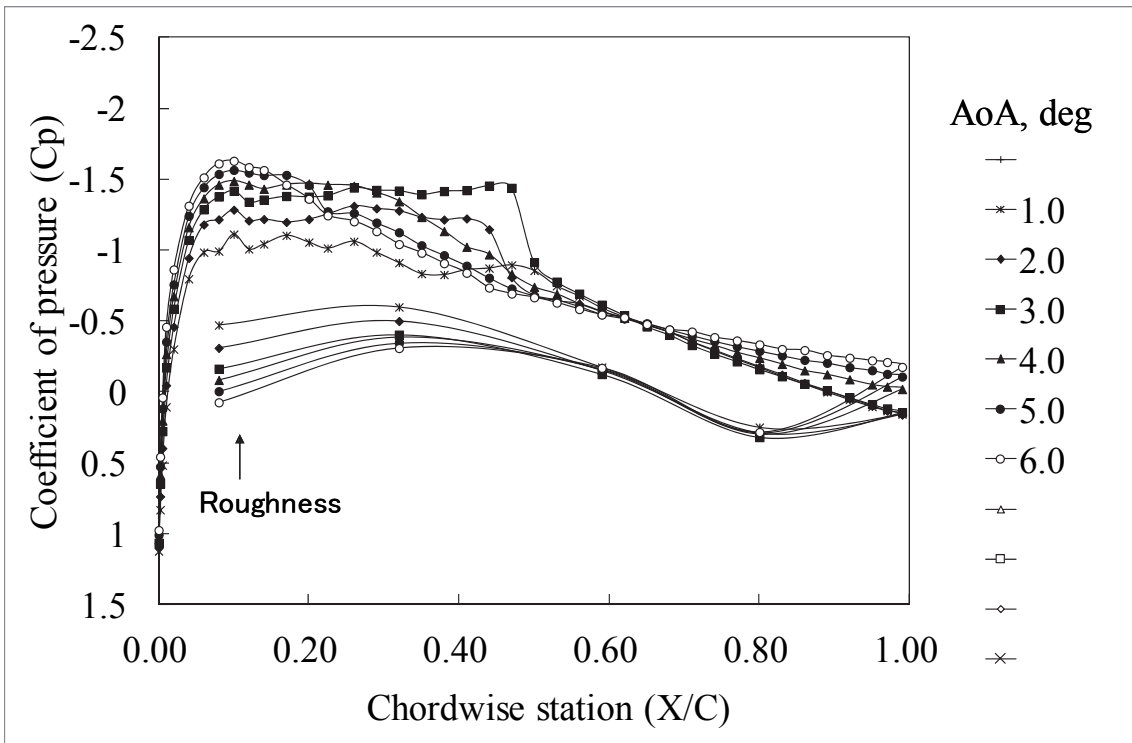


(b) $M=0.68$, $Re=5M$

図 B-1 Clean 形態の C_p に対する Re 数と Mach 数の影響

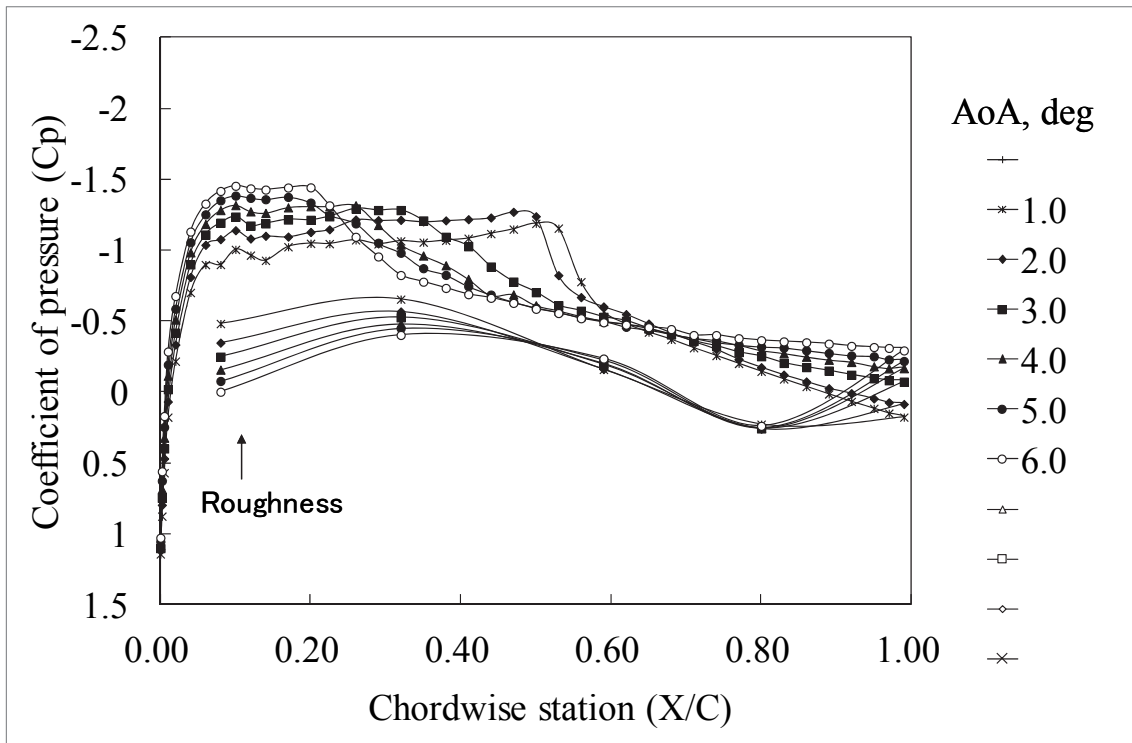


(c) $M=0.70, Re=5M$

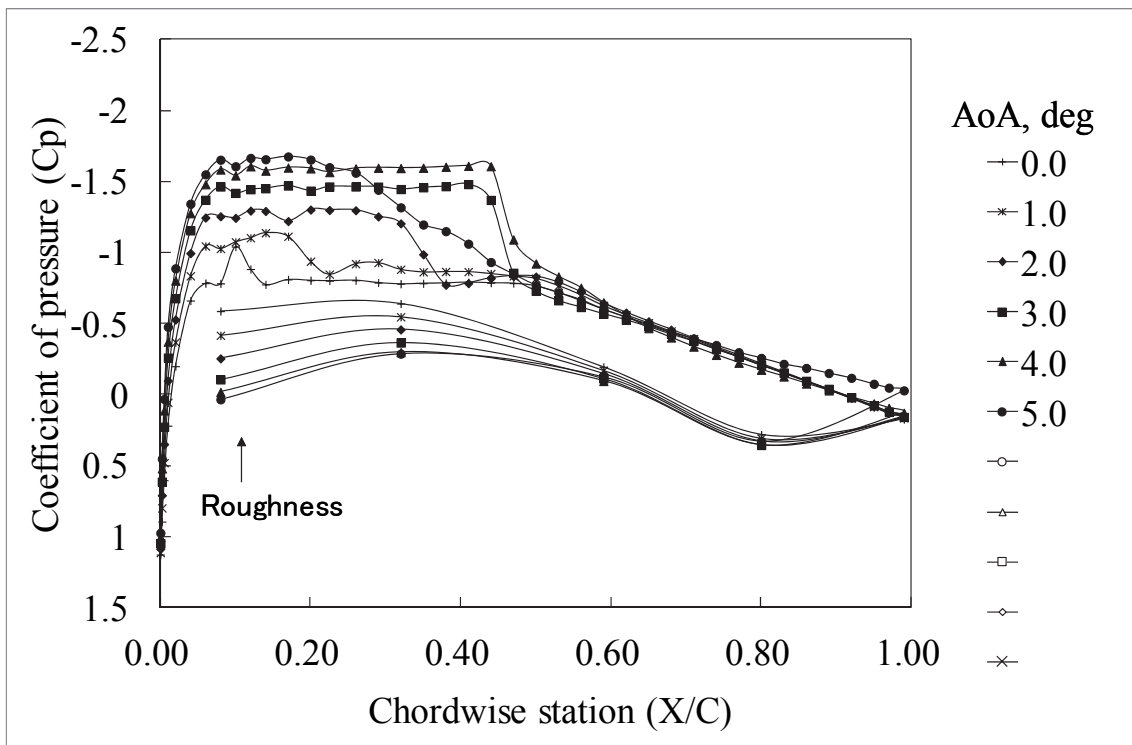


(d) $M=0.72, Re=5M$

図 B-1 Clean 形態の C_p に対する Re 数と Mach 数の影響(つづき)

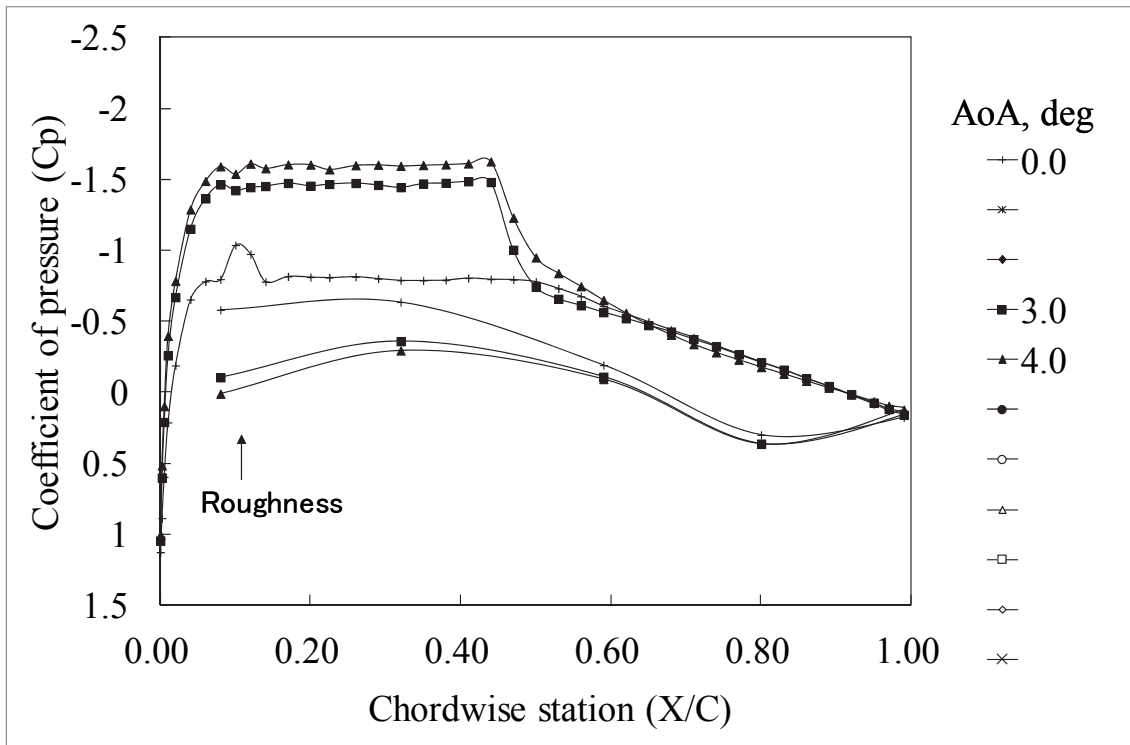


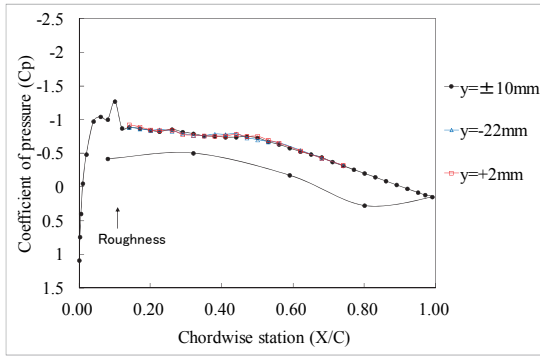
(e) $M=0.75, Re=5M$



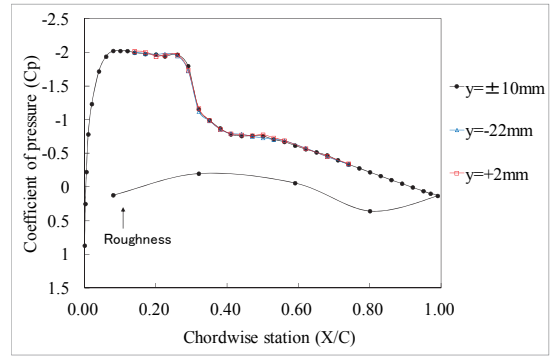
(f) $M=0.70, Re=10$

図 B-1 Clean 形態の C_p に対する Re 数と Mach 数の影響(つづき)

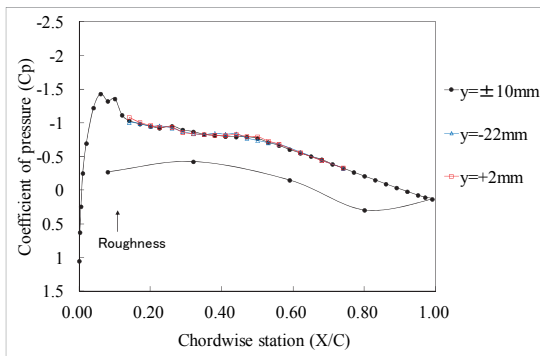
(g) $M=0.70$, $Re=15$ 図 B-1 Clean 形態の C_p に対する Re 数と Mach 数の影響(つづき)



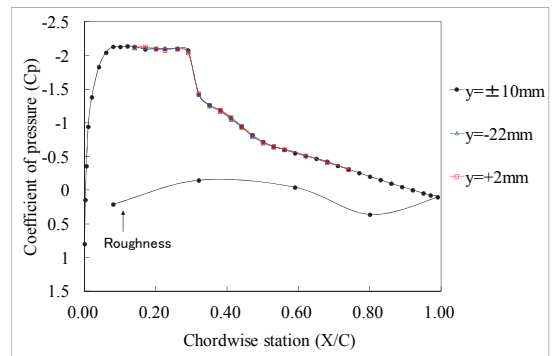
(a) 1deg



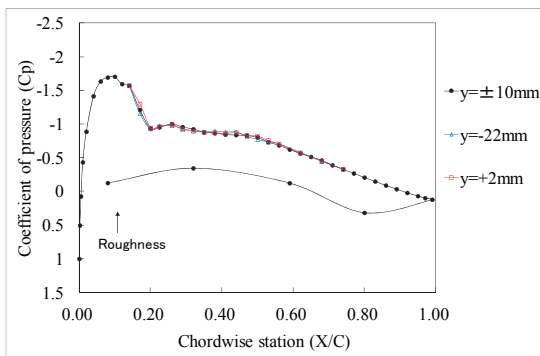
(e) 5deg



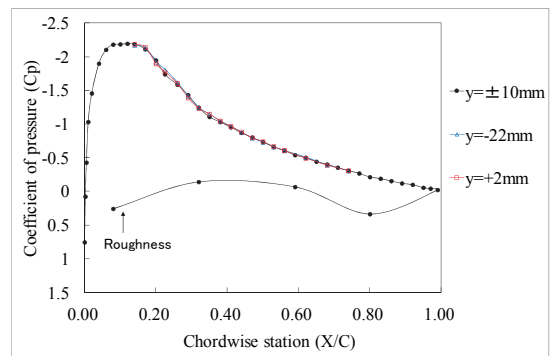
(b) 2deg



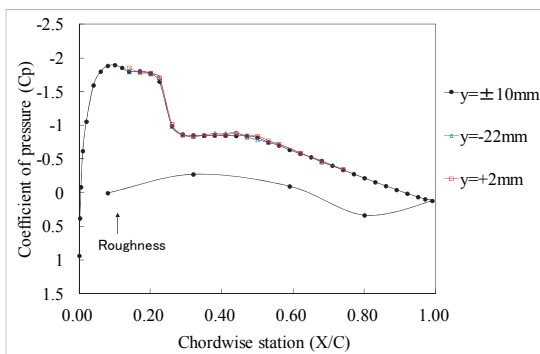
(f) 6deg



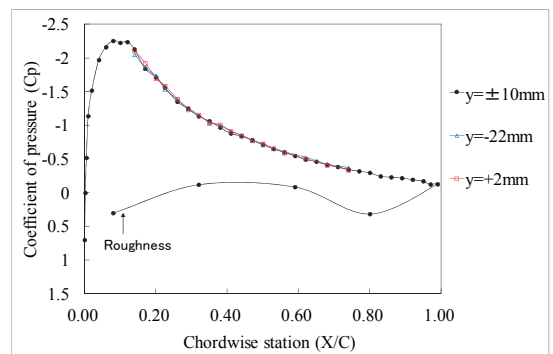
(c) 3deg



(g) 7deg

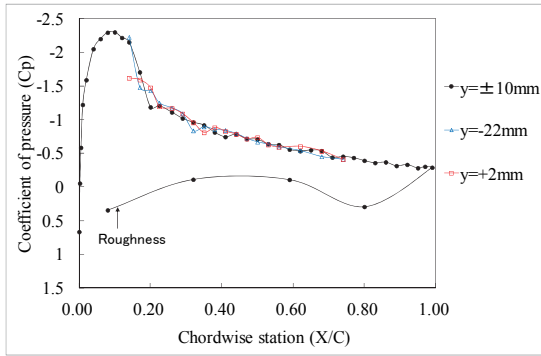


(d) 4deg



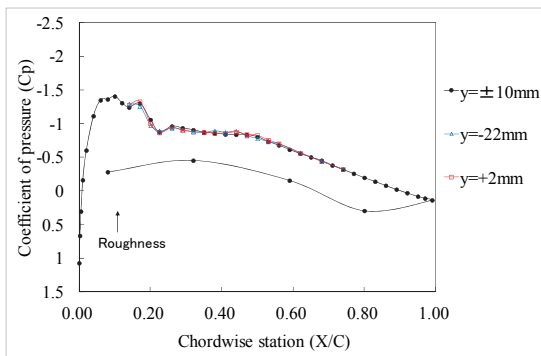
(h) 8deg

図 B-2 M=0.65, Re=5M の Cp 分布

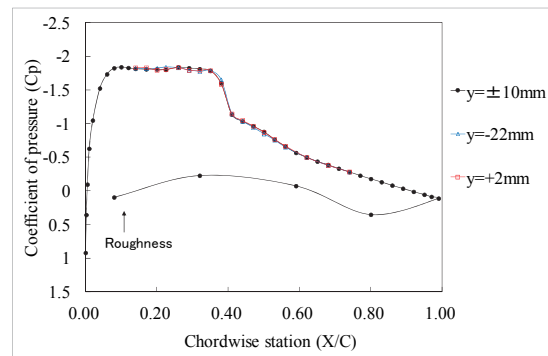


(i) 9deg

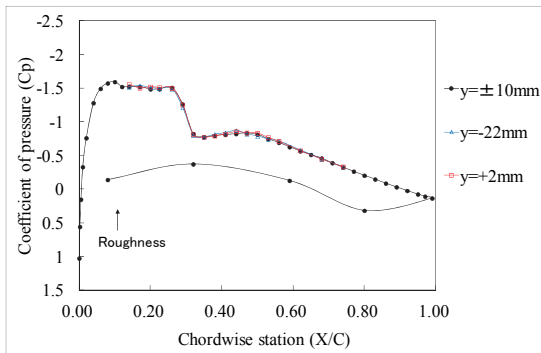
図 B-2 M=0.65, Re=5M の Cp 分布



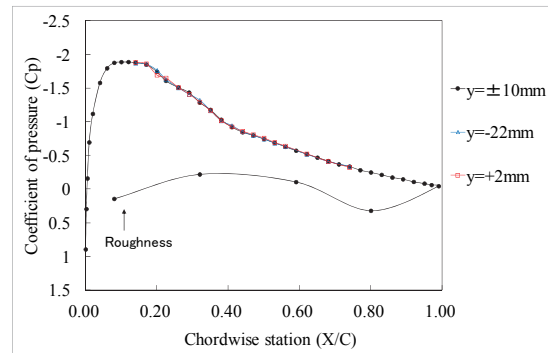
(a) 2deg



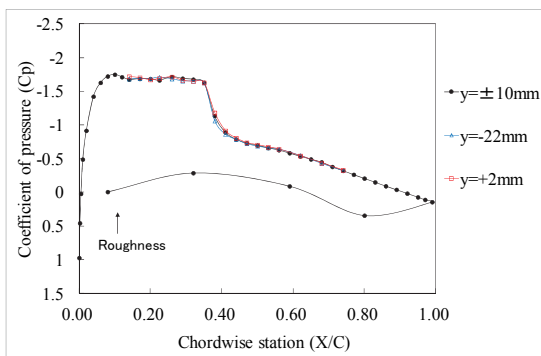
(d) 5deg



(b) 3deg

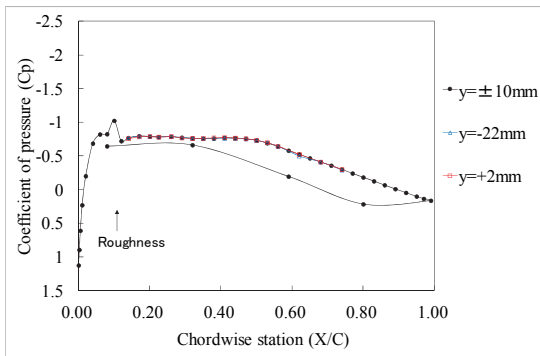


(e) 6deg

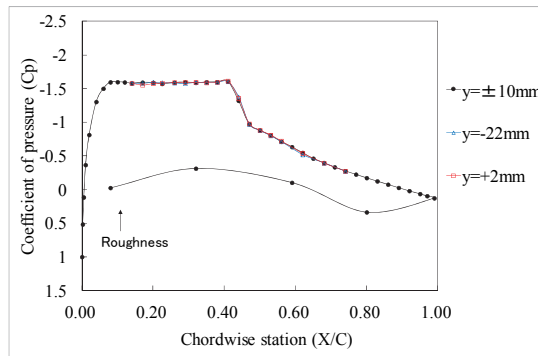


(c) 4deg

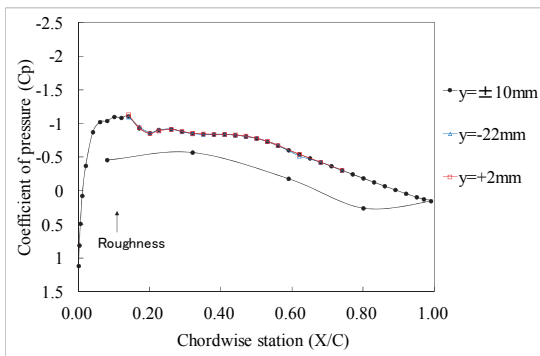
図 B-3 M=0.68, Re=5M の Cp 分布



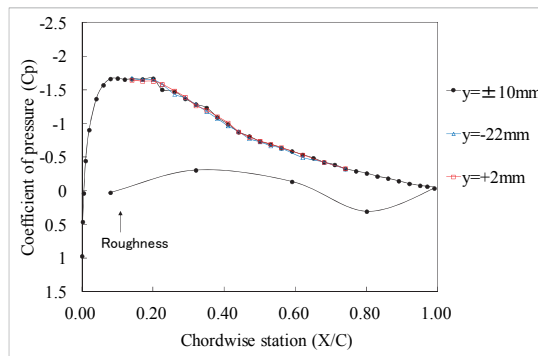
(a) 0deg



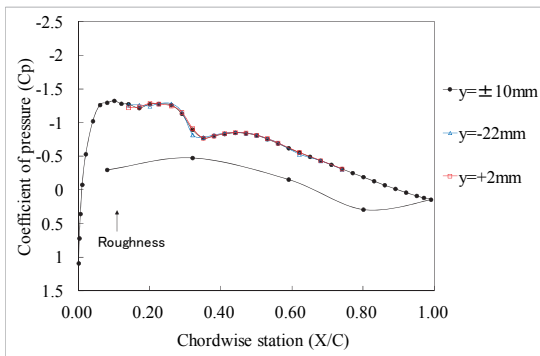
(e) 4deg



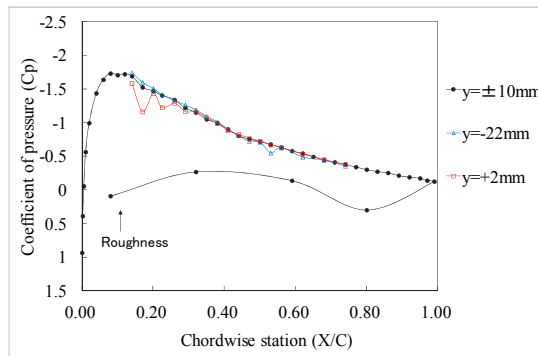
(b) 1deg



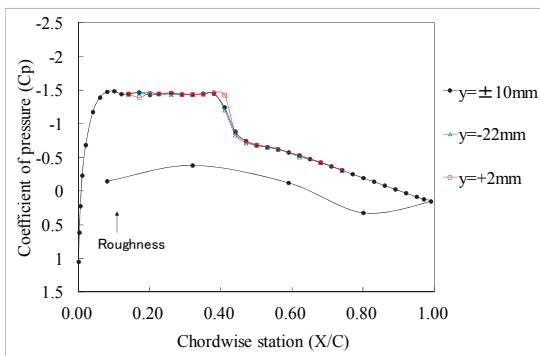
(f) 5deg



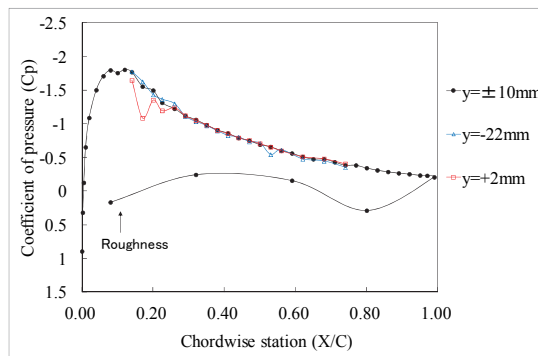
(c) 2deg



(g) 6deg

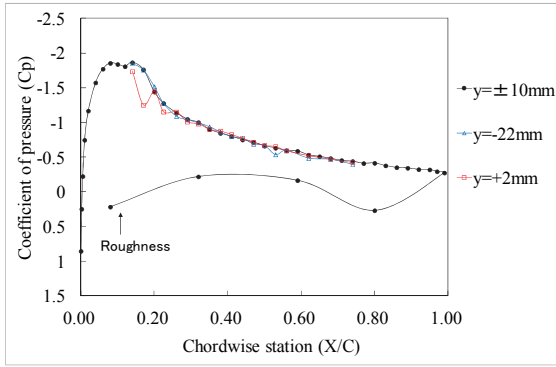


(d) 3deg



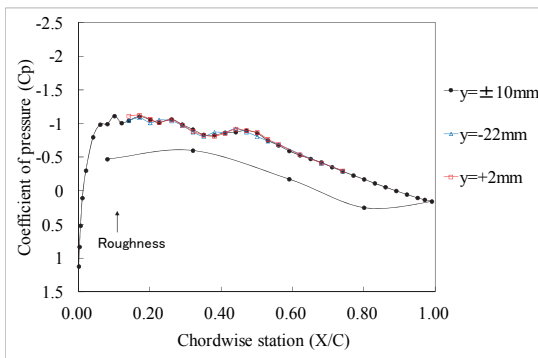
(h) 7deg

図 B-4 M=0.70, Re=5M の Cp 分布

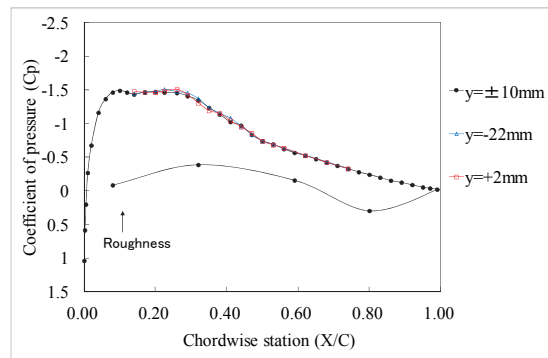


(i) 8deg

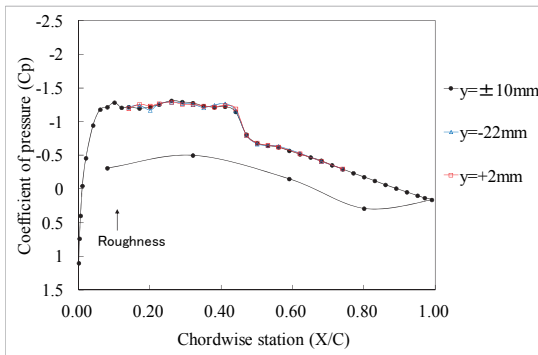
図 B-4 M=0.70, Re=5M の Cp 分布



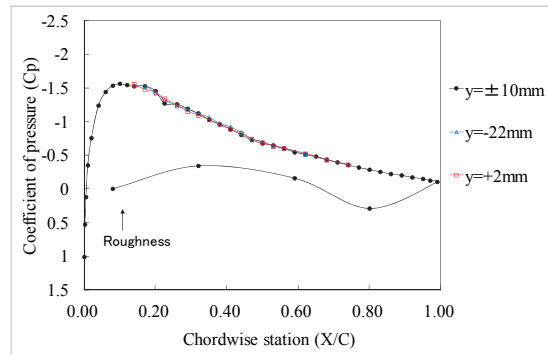
(a) 1deg



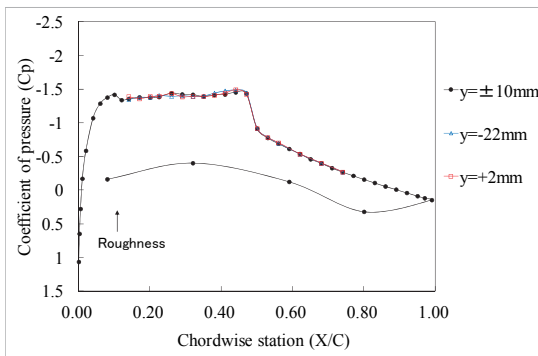
(d) 4deg



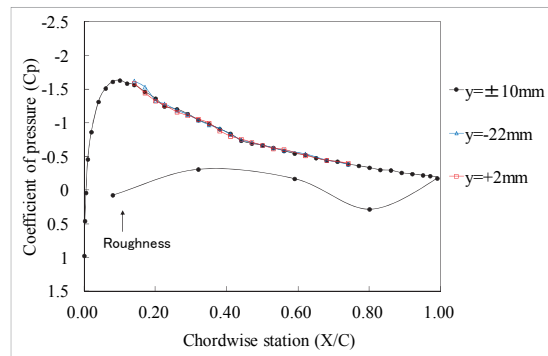
(b) 2deg



(e) 5deg

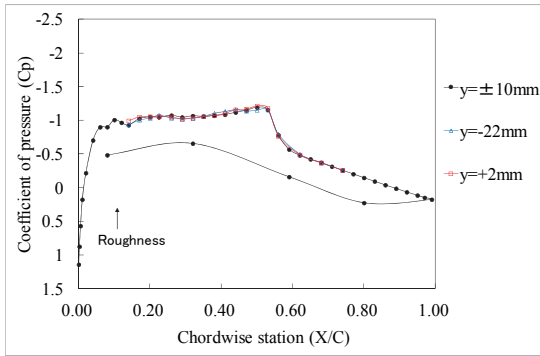


(c) 3deg

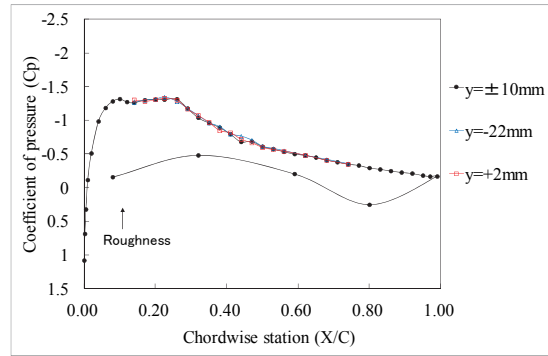


(f) 6deg

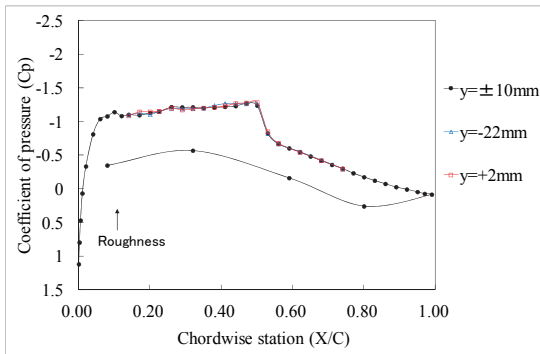
図 B-5 M=0.72, Re=5M の Cp 分布



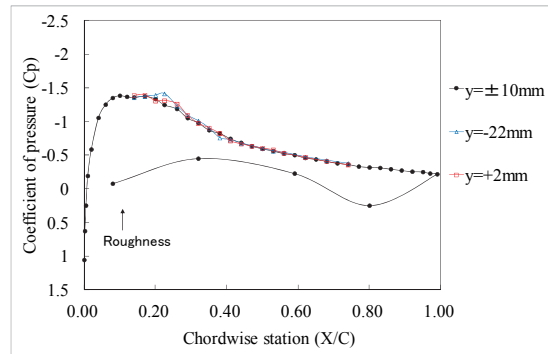
(a) 1deg



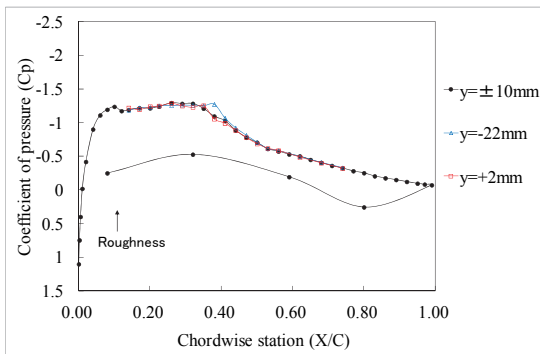
(d) 4deg



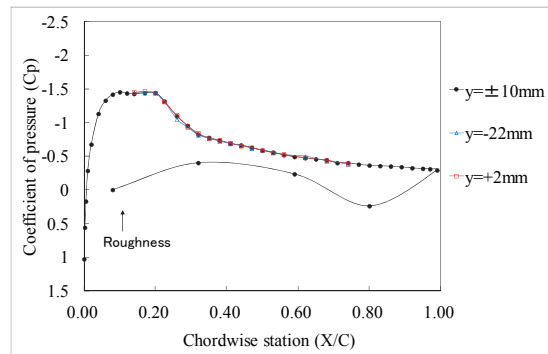
(b) 2deg



(e) 5deg

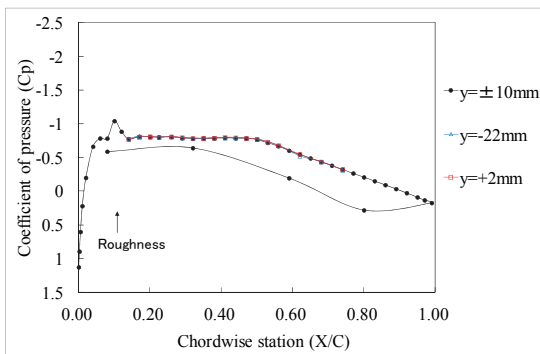


(c) 3deg

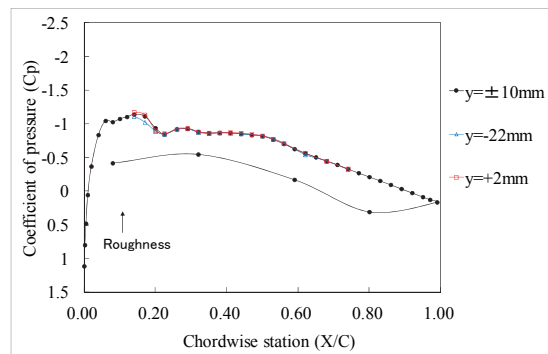


(f) 6deg

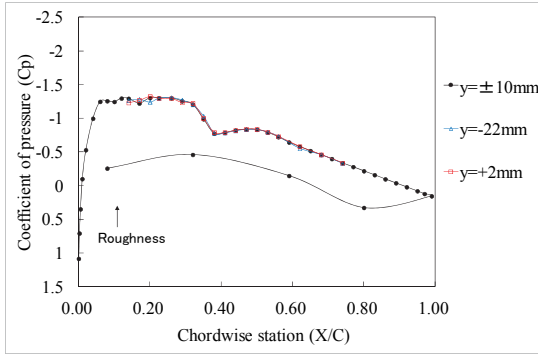
図 B-6 M=0.75, Re=5M の Cp 分布



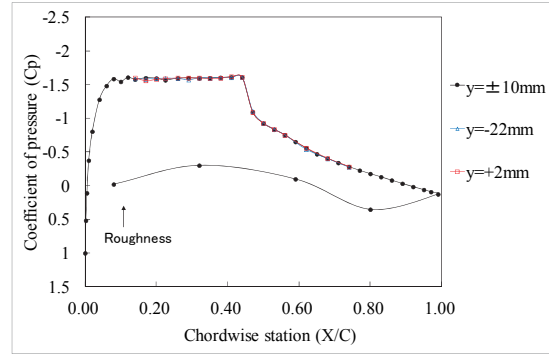
(a) 0deg



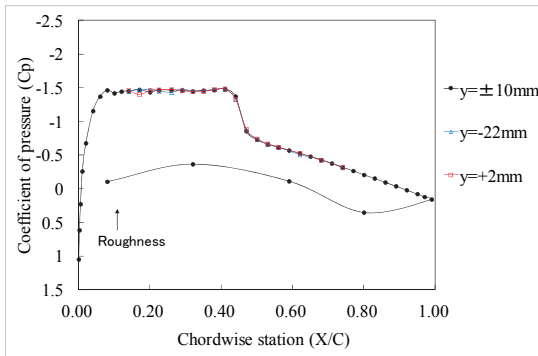
(b) 1deg



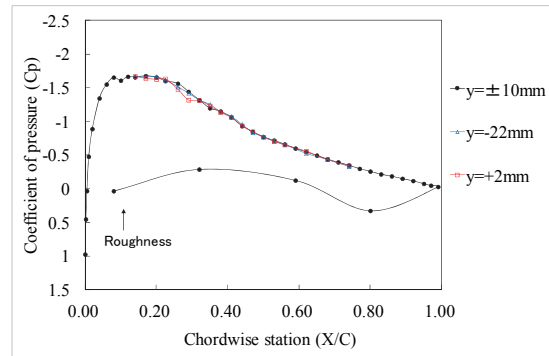
(c) 2deg



(e) 4deg

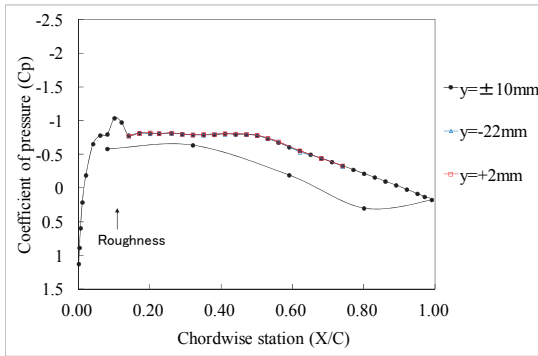


(d) 3deg

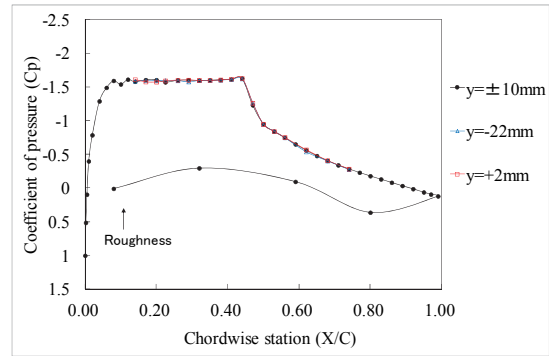


(f) 5deg

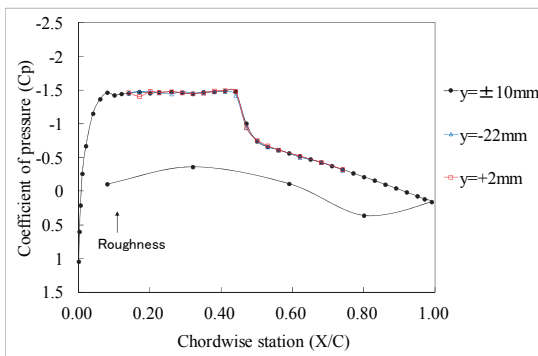
図 B-7 M=0.70, Re=10M の Cp 分布



(a) 0deg

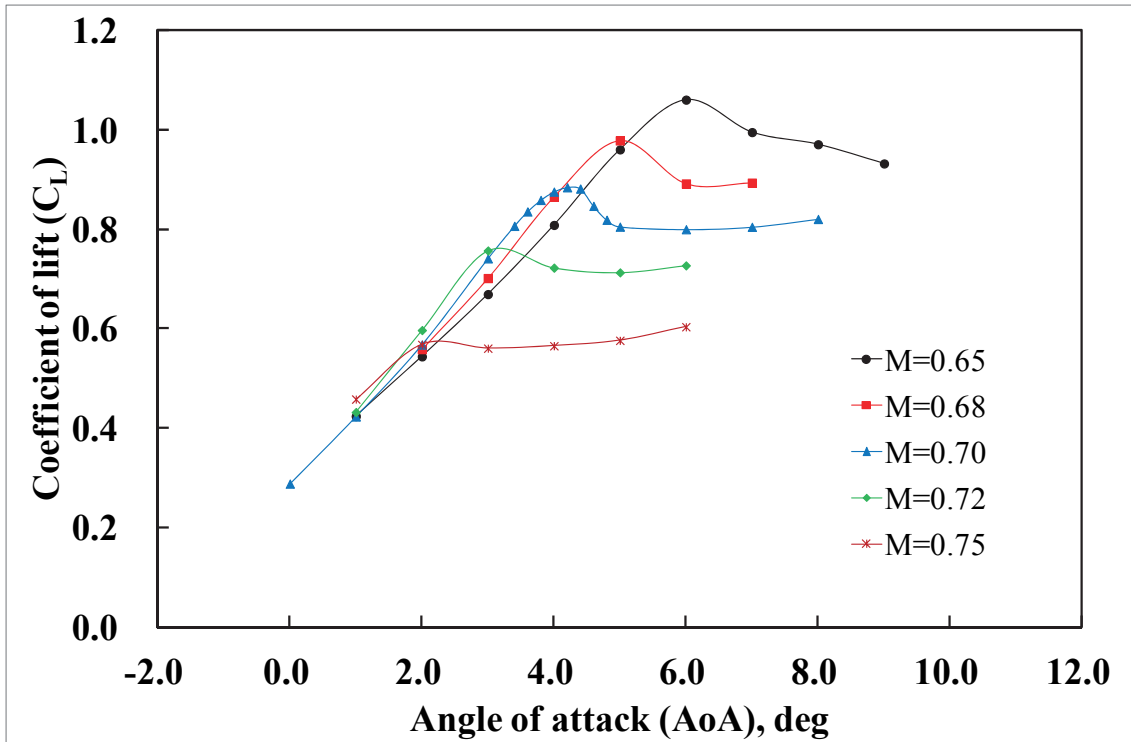


(c) 4deg

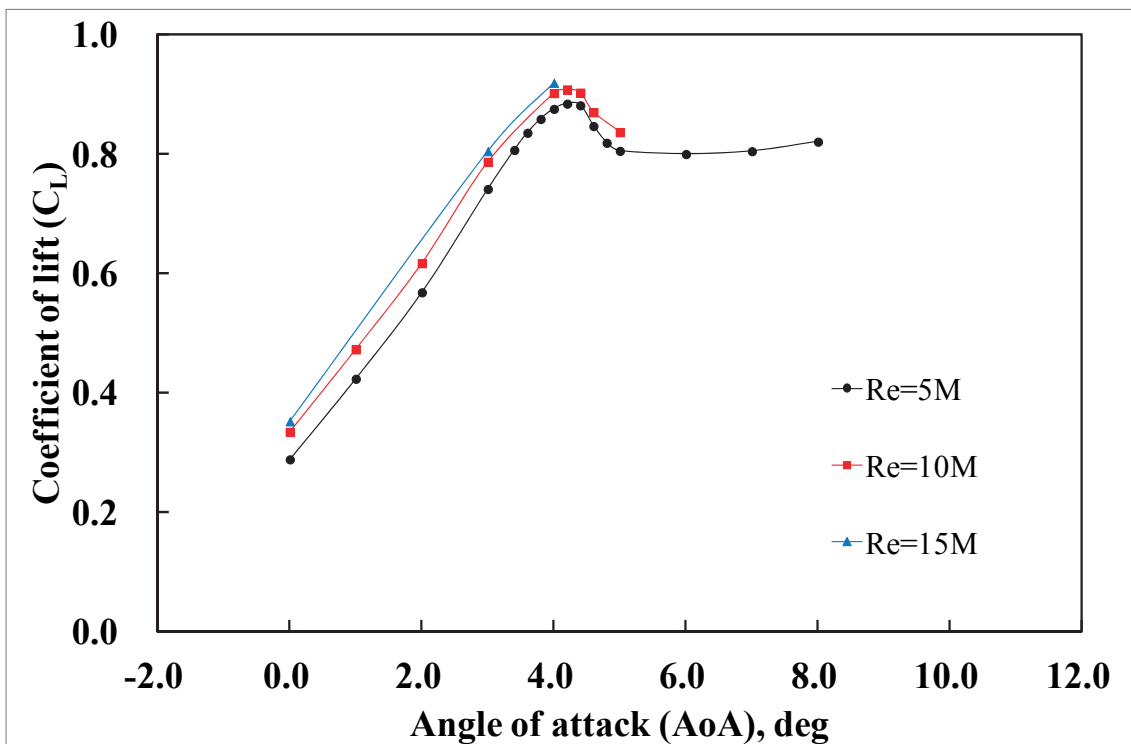


(b) 3deg

図 B-8 Re=15 の Cp 分布

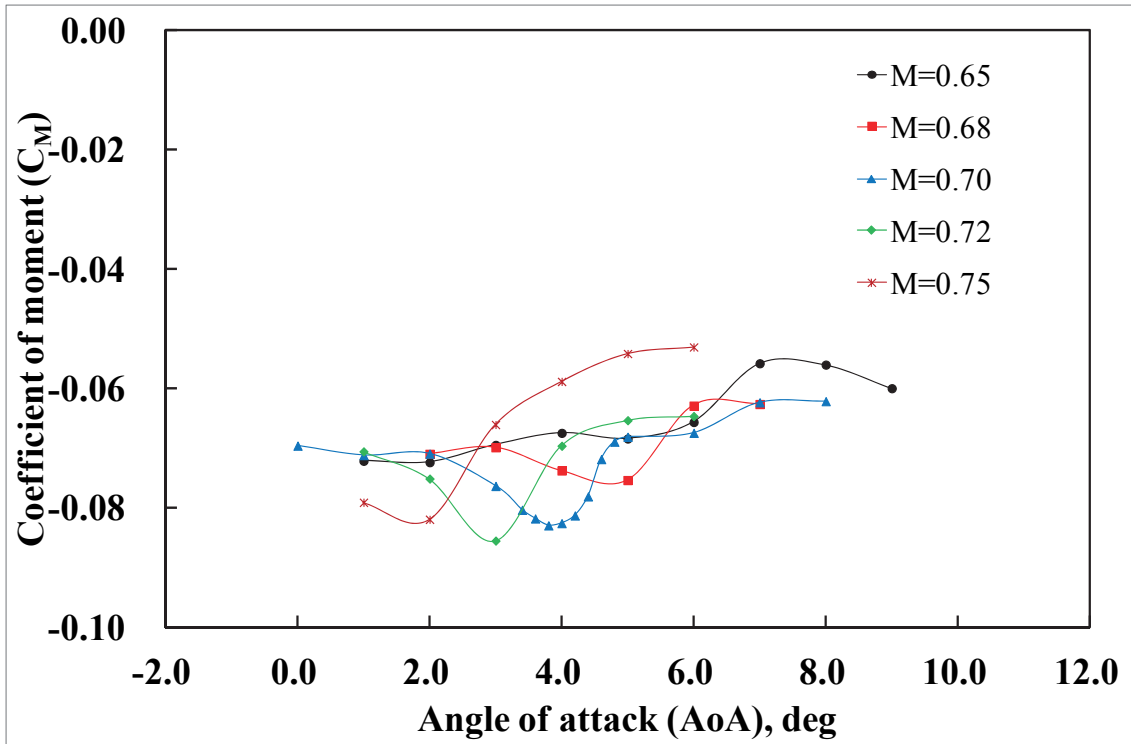


(a) Mach 数

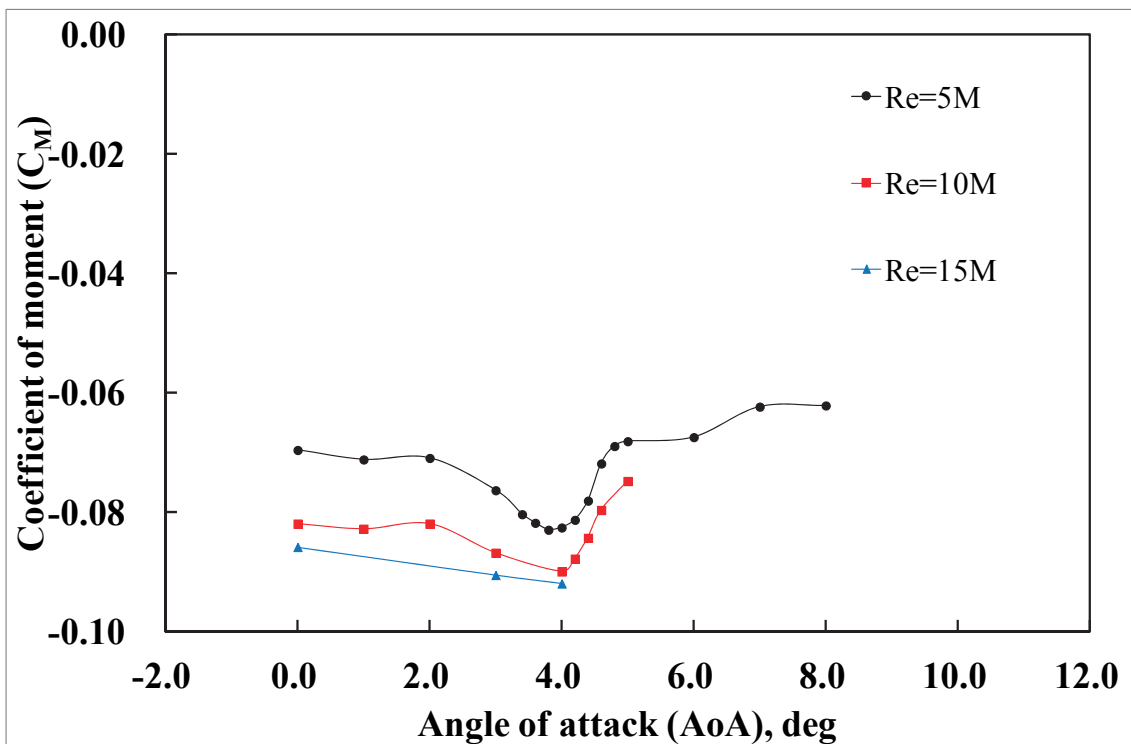


(b) Reynolds 数

図 B-9 Clean 形態の揚力係数 C_L (上下壁干渉補正なし)

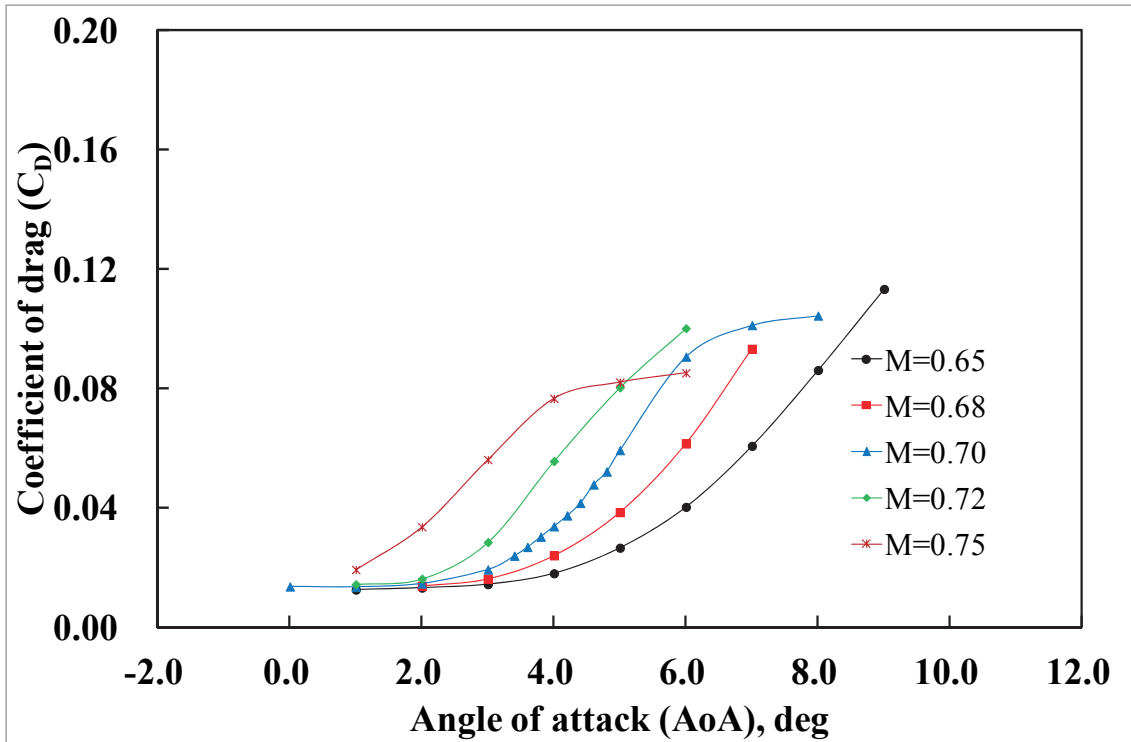


(a) Mach 数

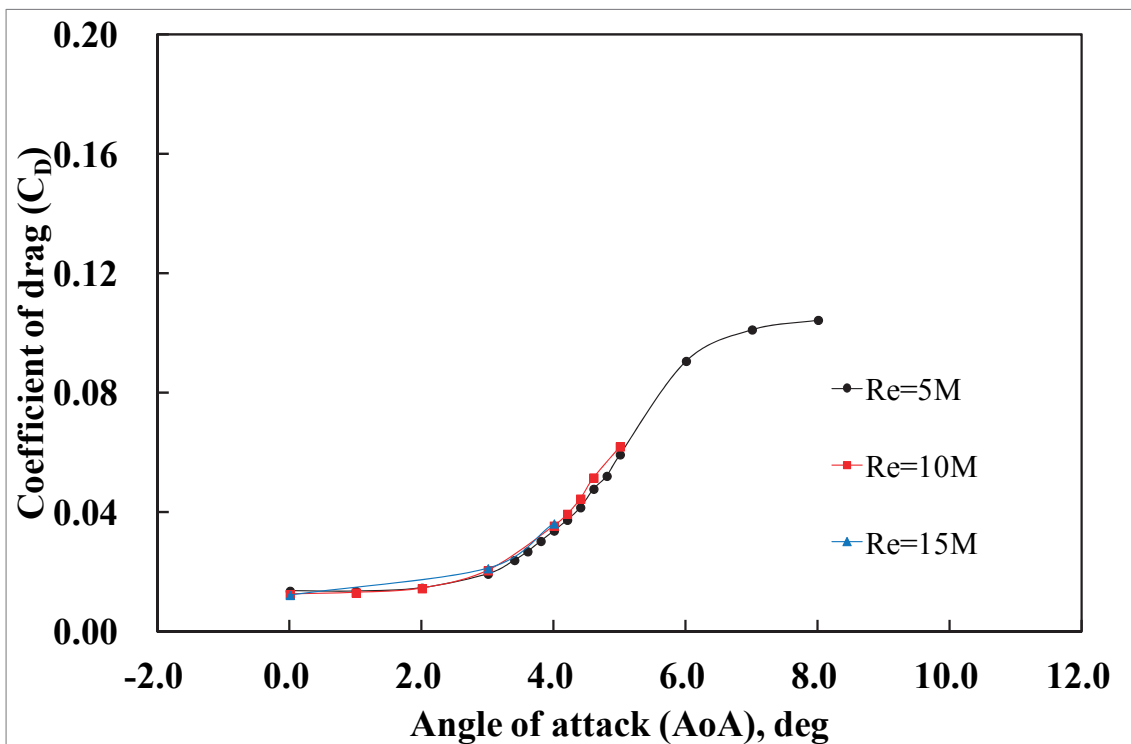


(b) Reynolds 数

図 B-10 Clean 形態のモーメント係数 C_M (上下壁干渉補正なし)



(a) Mach 数



(b) Reynolds 数

図 B-11 Clean 形態の抗力係数 C_D (上下壁干渉補正なし)

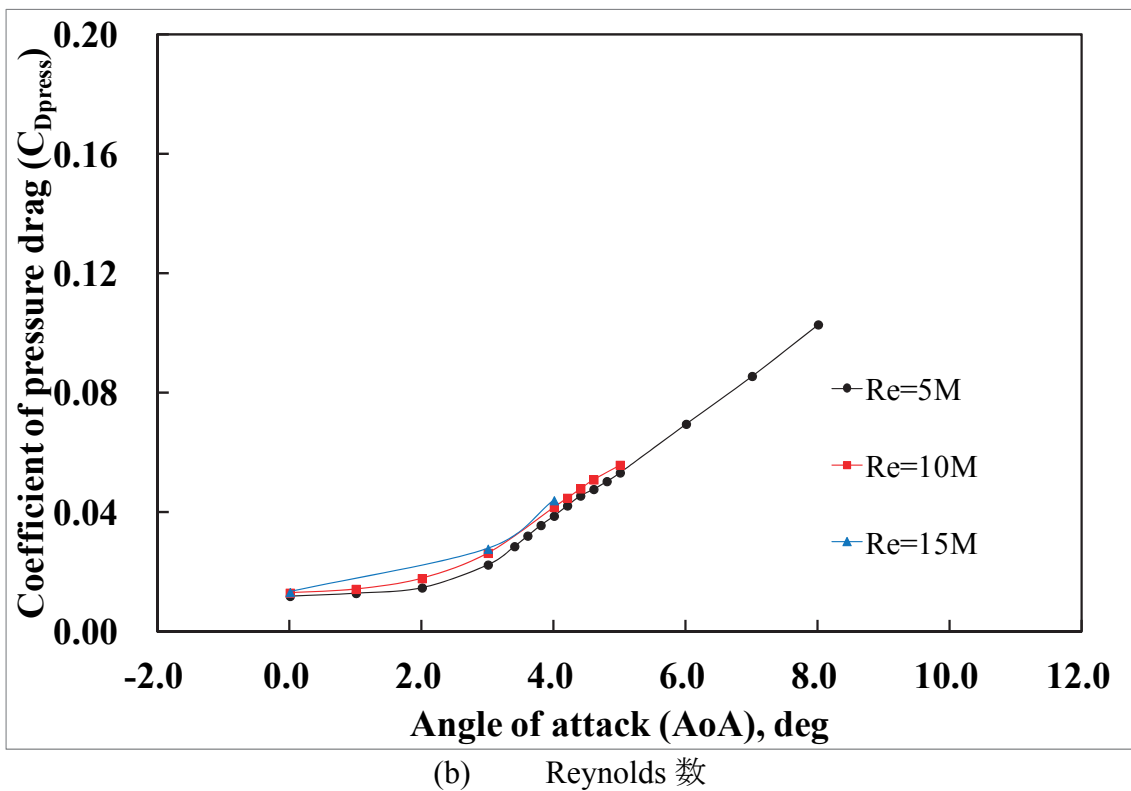
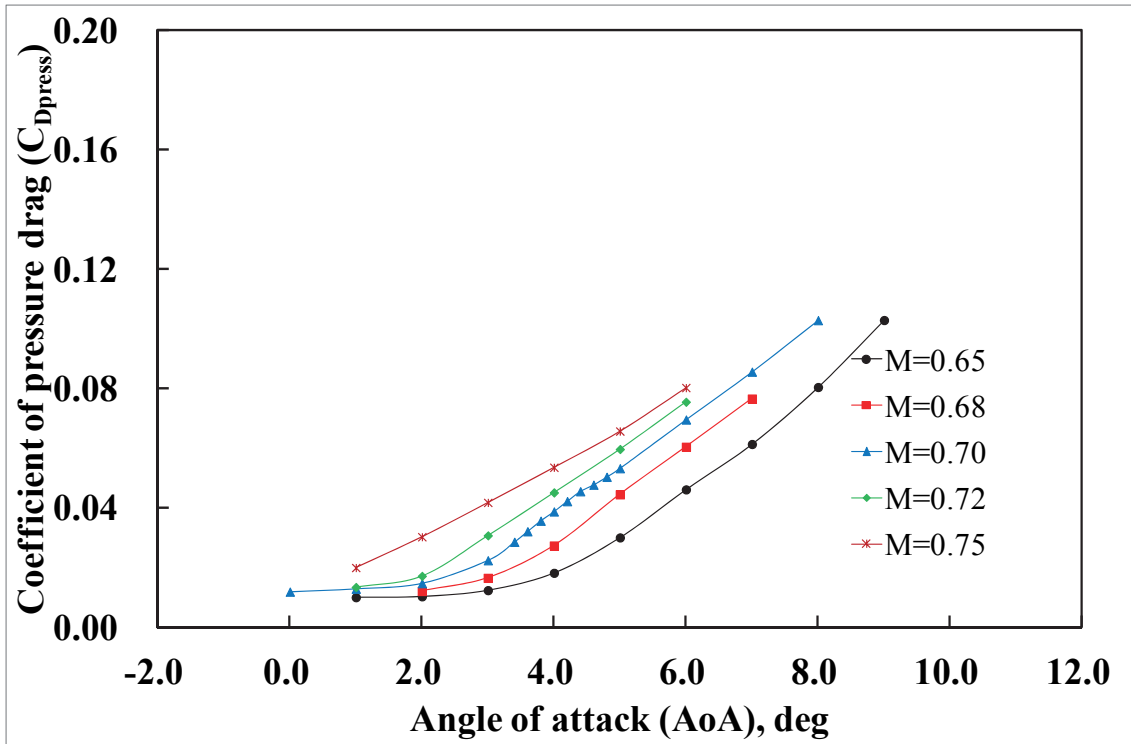
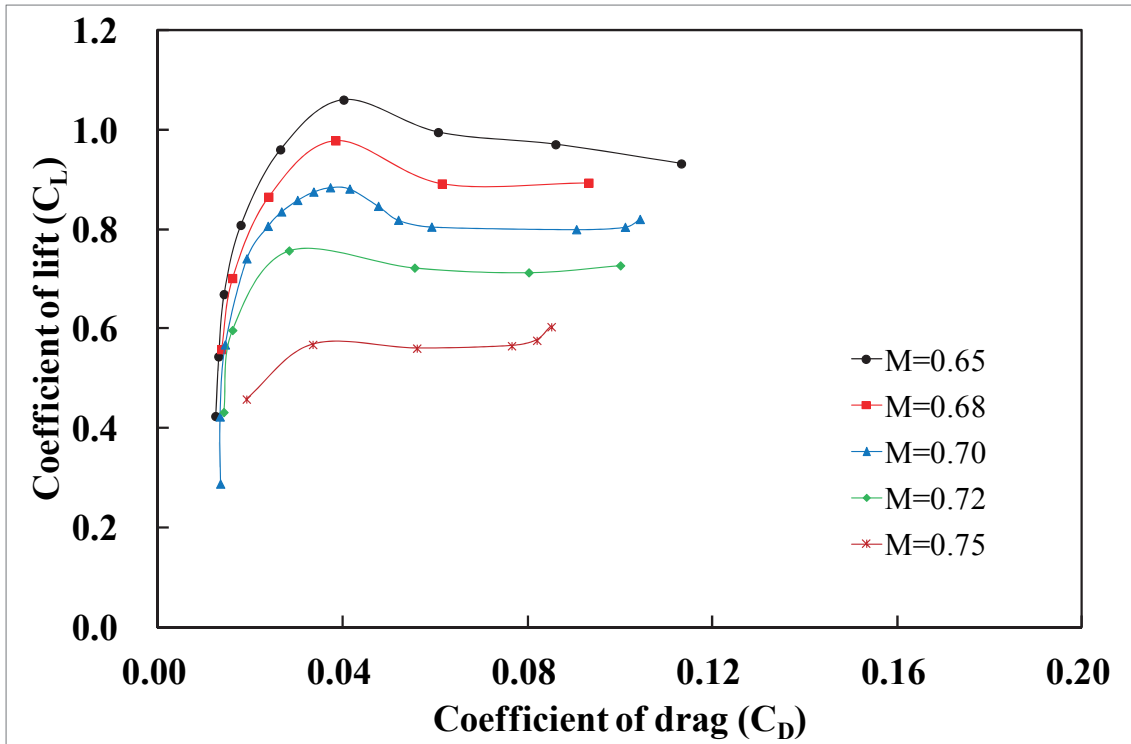
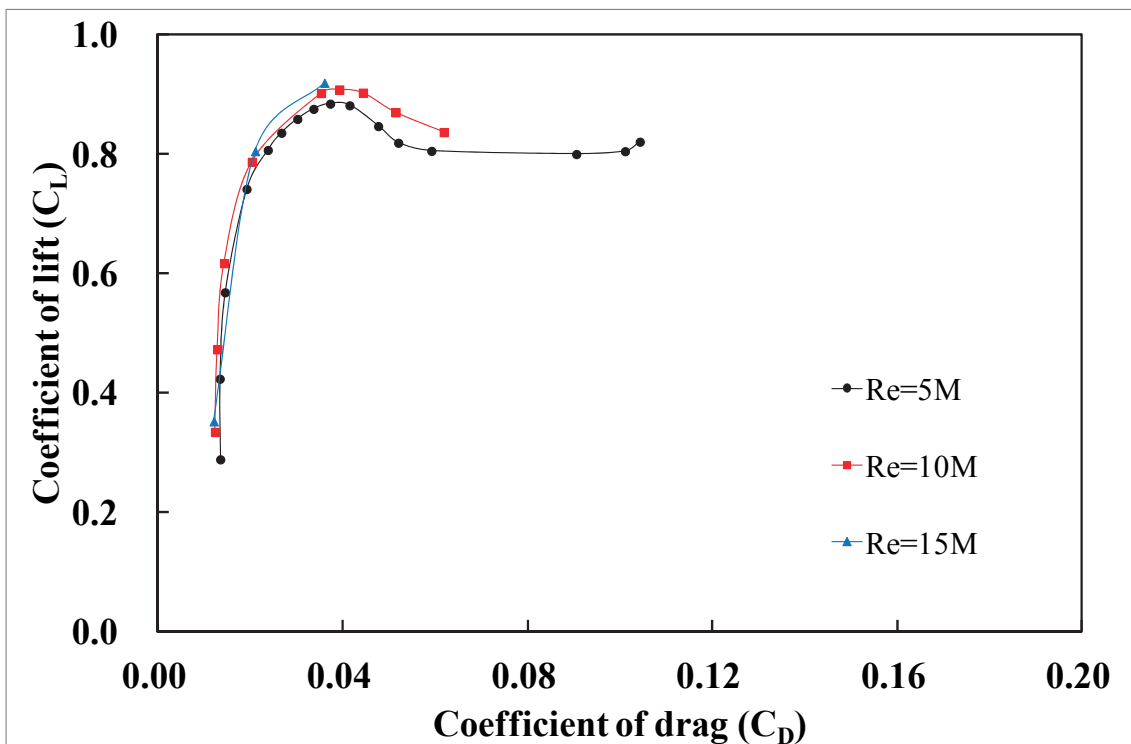


図 B-12 Clean 形態の圧力抗力係数 C_{Dpress} (上下壁干渉補正なし)

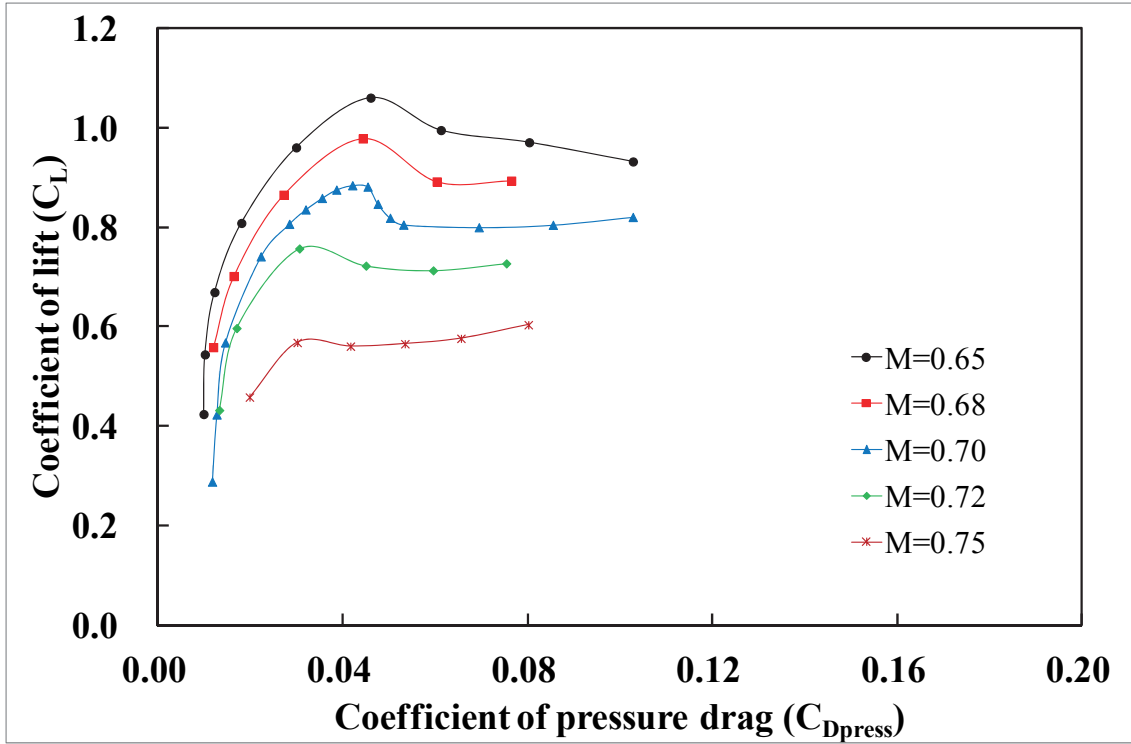


(a) Mach 数

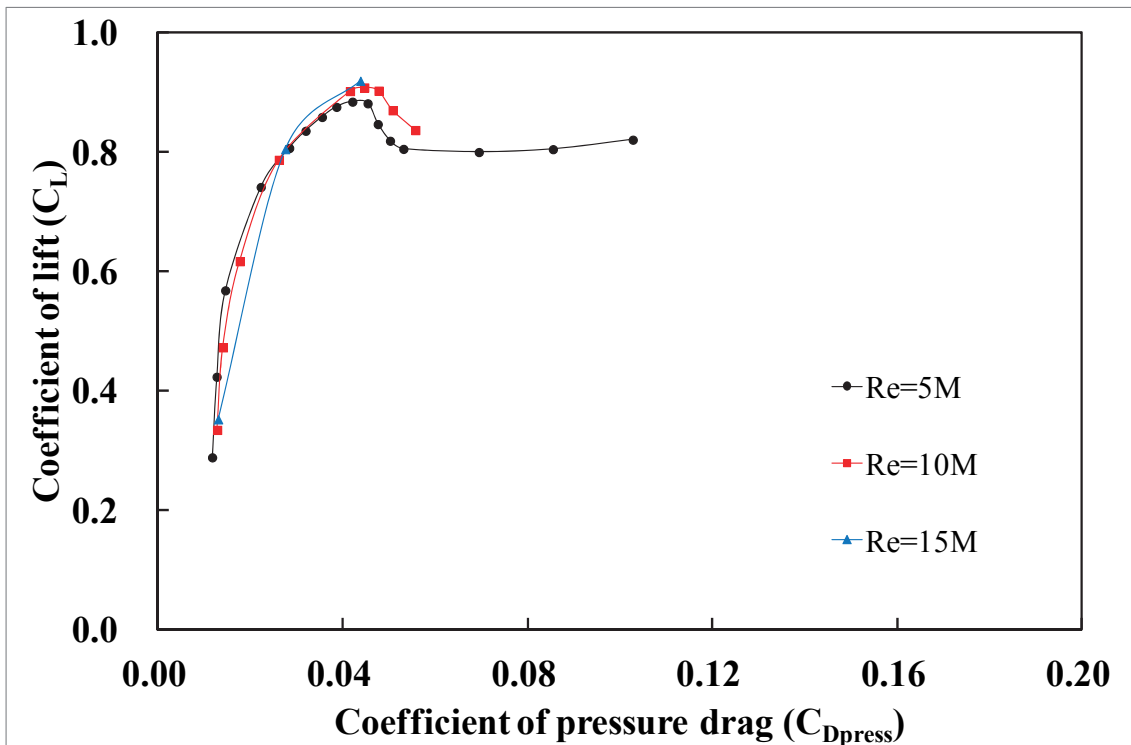


(b) Reynolds 数

図 B-13 Clean 形態の抗力係数 C_D に対する揚力係数 C_L (上下壁干渉補正なし)



(a) Mach 数

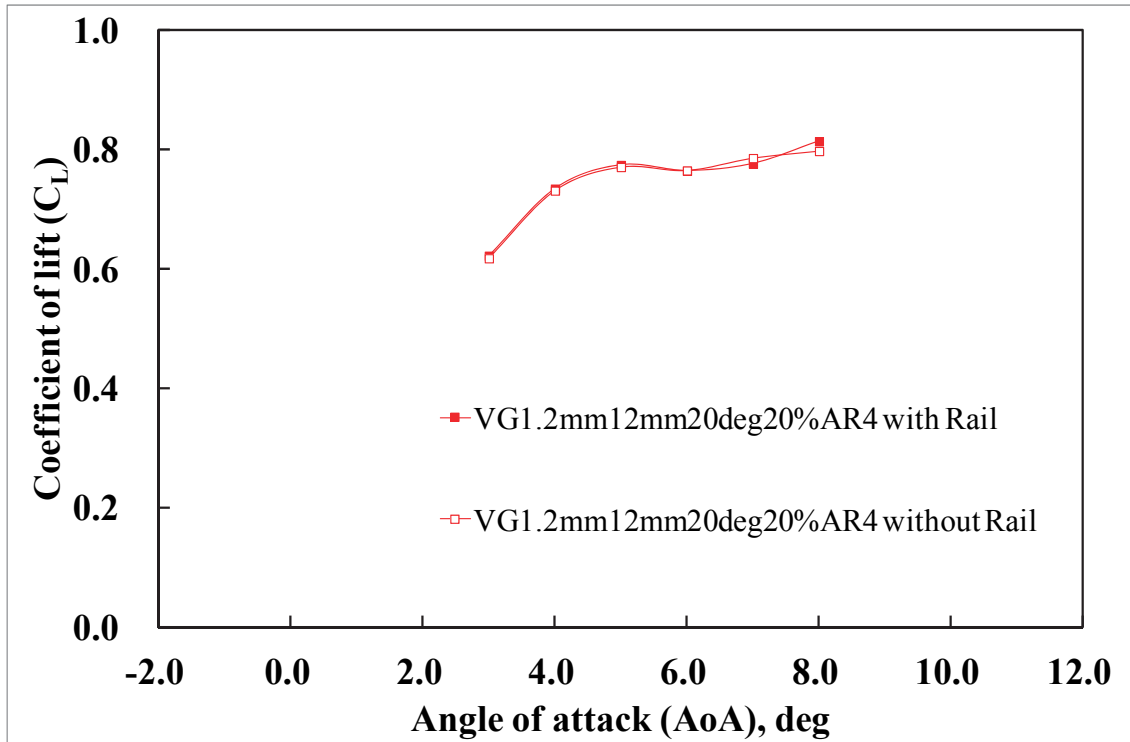


(b) Reynolds 数

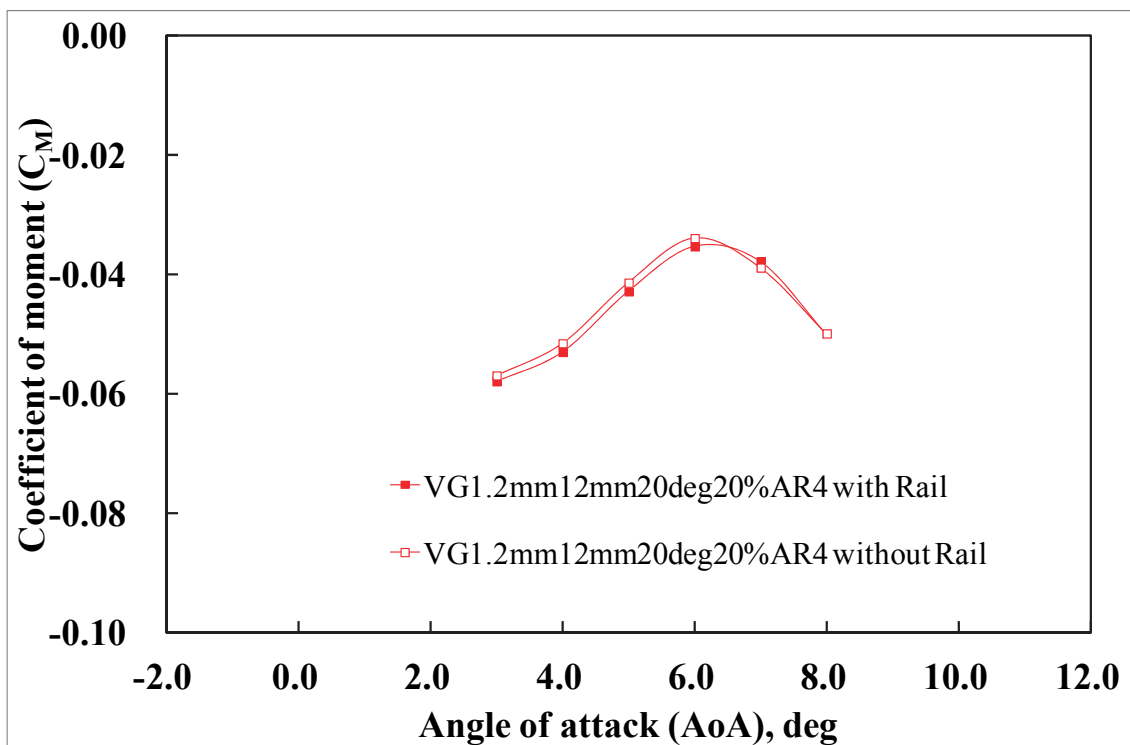
図 B-14 Clean 形態の圧力抗力係数 C_{Dpress} に対する揚力係数 C_L (上下壁干渉補正なし)

Appendix C 静圧レールの有無の圧力係数と空力係数への影響

図 C-1 に計測部上壁に設置された静圧レールの有無の空力係数への影響を示す。■は静圧レールありの結果であり、□は静圧レールなしの結果である。静圧レールの影響は無視できる。



(a) 揚力係数 C_L



(b) モーメント係数 C_M

図 C-1 PSP 可視化窓部の静圧レールの影響

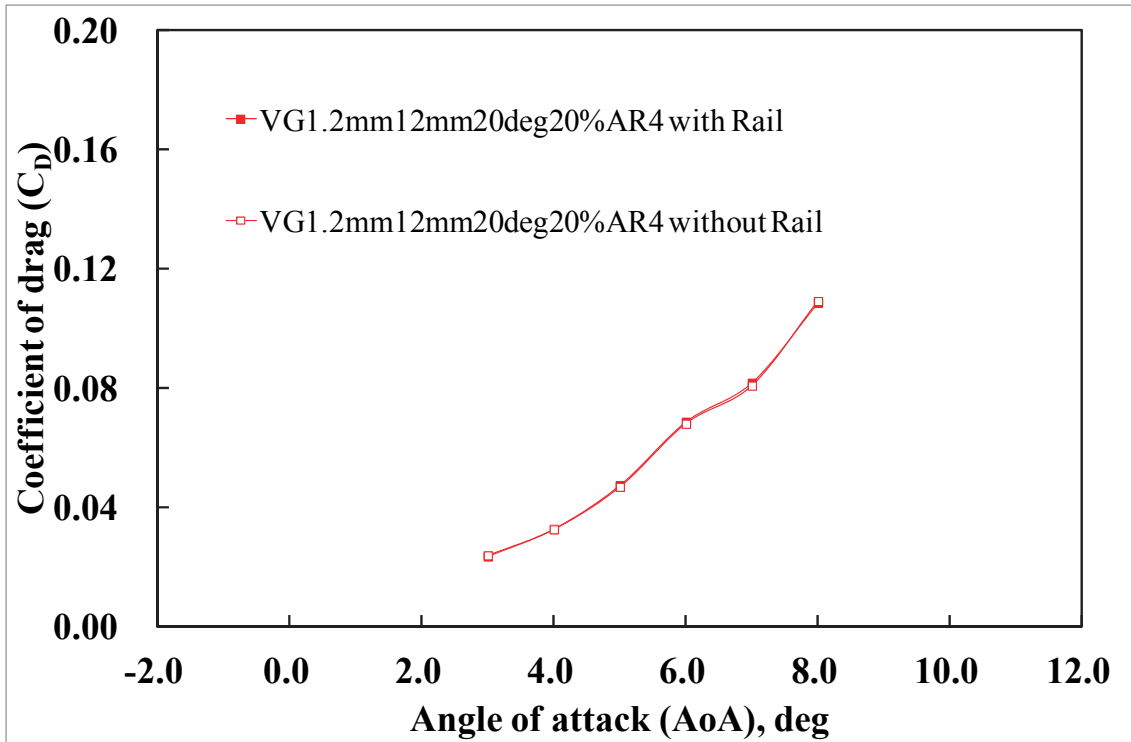
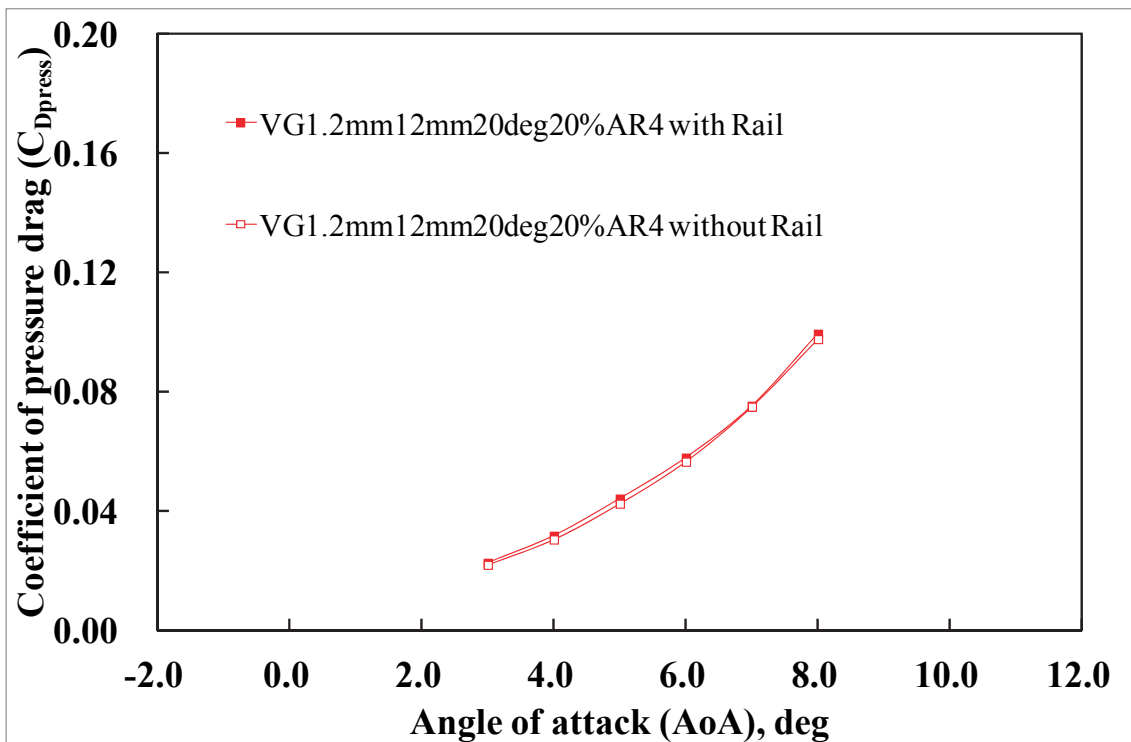
(c) 抗力係数 C_D (d) 圧力抗力係数 C_{Dpress}

図 C-1 PSP 可視化窓部の静圧レールの影響(つづき)

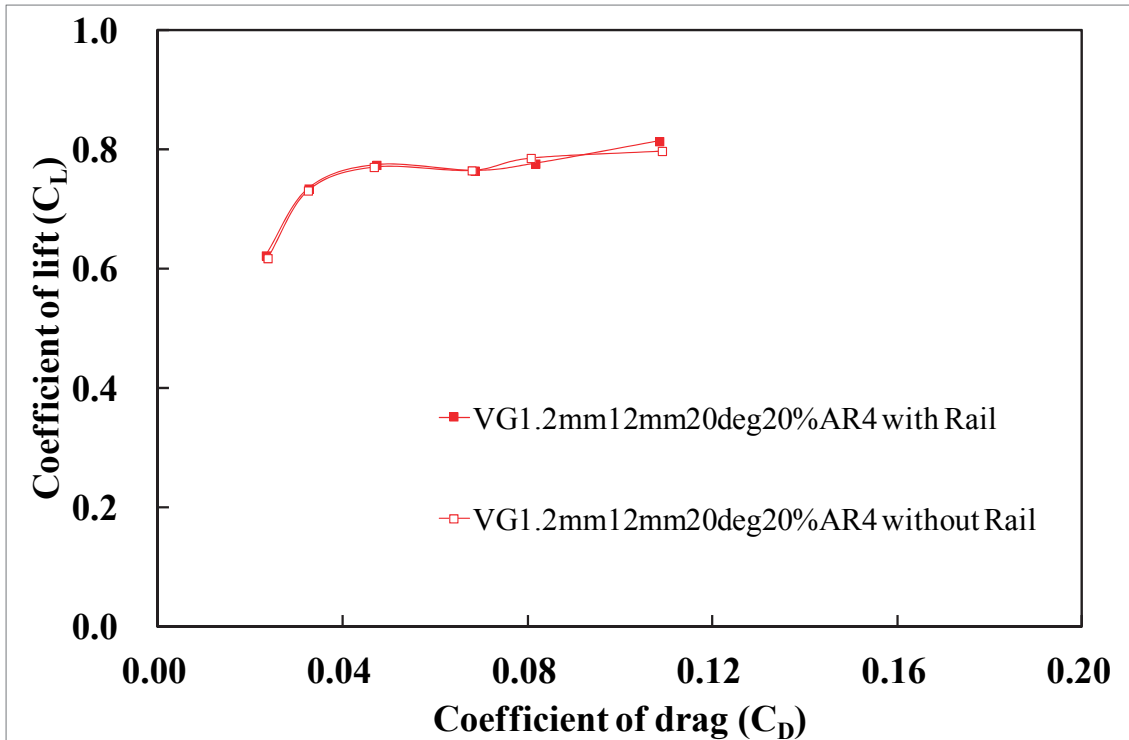
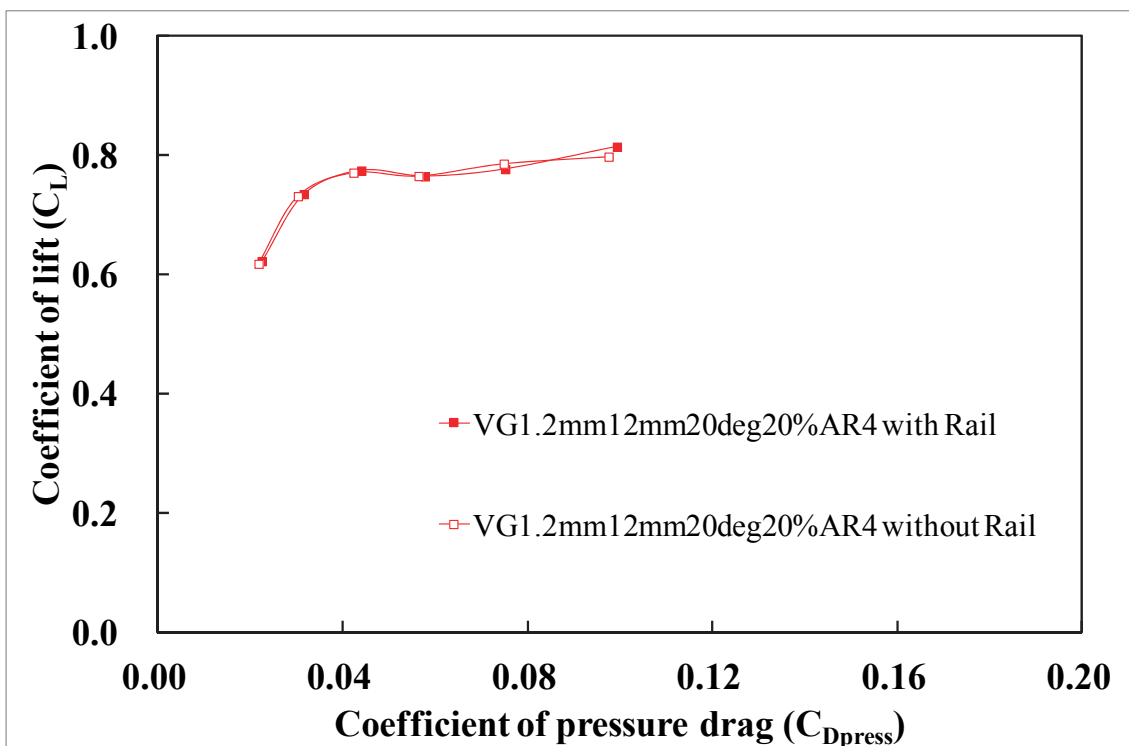
(e) 抗力係数 C_D に対する揚力係数 C_L (f) 圧力抗力係数 C_{Dpress} に対する揚力係数 C_L

図 C-1 PSP 可視化窓部の静圧レールの影響. レールの有無の差は小さく, 本試験においては無視できる程度である.

Appendix (D) クリーン形態およびVG形態の C_p 分布, $M=0.70$

図 D-1 から図 D-9 に, VG なし (Clean) 形態と VG ありの各パラメータにおける圧力係数 C_p を示す. 図 D-7 までは $Re=5M$ の結果であり, 図 D-8 と図 D-9 は $Re=10M$ の結果である. (a) (b) 図は, $Y=\pm 10mm$ 位置での C_p であり, (a) 図は壁干渉補正なしの結果を, (b) 図は壁干渉補正ありの結果を示す. (c)(d) 図は全ての圧力孔の C_p を迎角ごとに示したものであり, (c) 図は壁干渉補正なし, (d) 図は壁干渉補正ありの結果である.

図中に示すように, 翼上下面の $X/C=0.1$ にラフネスを設置した. そのため, 低迎角時の $X/C=0.1$ では, ラフネスからの衝撃波と膨張波のために C_p が局所的に変動している. VG は $X/C=0.2$ に設置した. VG ありの形態では, VG との相対的な距離により差異はあるものの, ラフネス位置と同様に $X/C=0.2$ 付近で VG による衝撃波と膨張波による局所的な変動が存在する.

図 D-1(a) 図に示したクリーン形態の C_p に着目すると, 設定 AoA が $0deg$ ではラフネス近傍以外では際立った変動はなく, 翼上面にはラフネス由来の衝撃波以外は存在しない. 設定 AoA が $1deg$ においては, $X/C=0.2$ 付近で翼型由来の衝撃波による C_p の上昇が見られる. この衝撃波位置は, 設定 AoA が $4deg$ までは設定 AoA が上昇するにつれて下流に移動する. 設定 AoA の増加とともに, 翼上面の前縁付近の C_p は低下する. 翼上面の後縁付近については, 設定 $AoA=4deg$ まではほぼ変化せずプロットは重なっている. これは翼後縁の気流が付着しており剥離していないことを示す. 設定 AoA が $5deg$ では, 衝撃波による急激な C_p の変化はなくなり, $X/C=0.2$ 付近から滑らかに C_p は上昇する. この変化は, 衝撃波がなくなったわけではなく, 衝撃波が $X/C=0.2$ 付近から $X/C=0.5$ 付近にかけて振動しているためである. 本計測は, 瞬時の圧力値を計測しているわけではなく, 一定時間の圧力の平均値を計測しているため, 振動する衝撃波により C_p 分布は滑らかな変化となる. 後述のシュリーレン画像からも衝撃波が振動していることは明らかである. すなわち, 図 D-1 に示したクリーン形態では, 設定 $AoA=5deg$ ではバフエット状態である. 設定 $AoA=5deg$ の翼後縁の C_p は, 設定 $AoA=4deg$ よりも低下している. これは, 翼後縁の流れが剥離していることを示す. 整理すると, バフエット時における C_p 分布の特徴は, 振動する衝撃波による滑らかな C_p の上昇と剥離による翼後縁の C_p の低下である.

図 D-1(c)(d) では, 3本の圧力孔列の比較より, 翼上面近傍の翼中央部 ($Y=0mm$ 近傍) の流れが2次元流であるかどうかを確認できる. バフエットと成り始める設定 $AoA=5deg$ までは3列の C_p は良く一致しており, 翼上面の $Y=0mm$ 近傍では平均的には2次元流れである. 設定 $AoA=6deg$ よりも高迎角では, $X/C=0.2$ 付近で3本の圧力孔列間で差異が見られる. オイルフローを見る限り, 設定 $AoA=6deg$ よりも高迎角では, 翼上面に翼表面に垂直な向きに軸を持つ

渦が形成され 2 次元性は壊れる。しかしながら、圧力孔列近傍については、概ね 2 次元的な流れであり、また、翼表面に形成される渦は滑らかに圧力分布を変化させることを考慮すると、設定 $AoA=6deg$ や $7deg$ のスパイク状の C_p の差異の説明としては妥当ではない。これらを考慮すると、スパイク状の差異は、スパン方向に必ずしも一様でないラフネスと振動する衝撃波の干渉により生じたものと推察される。

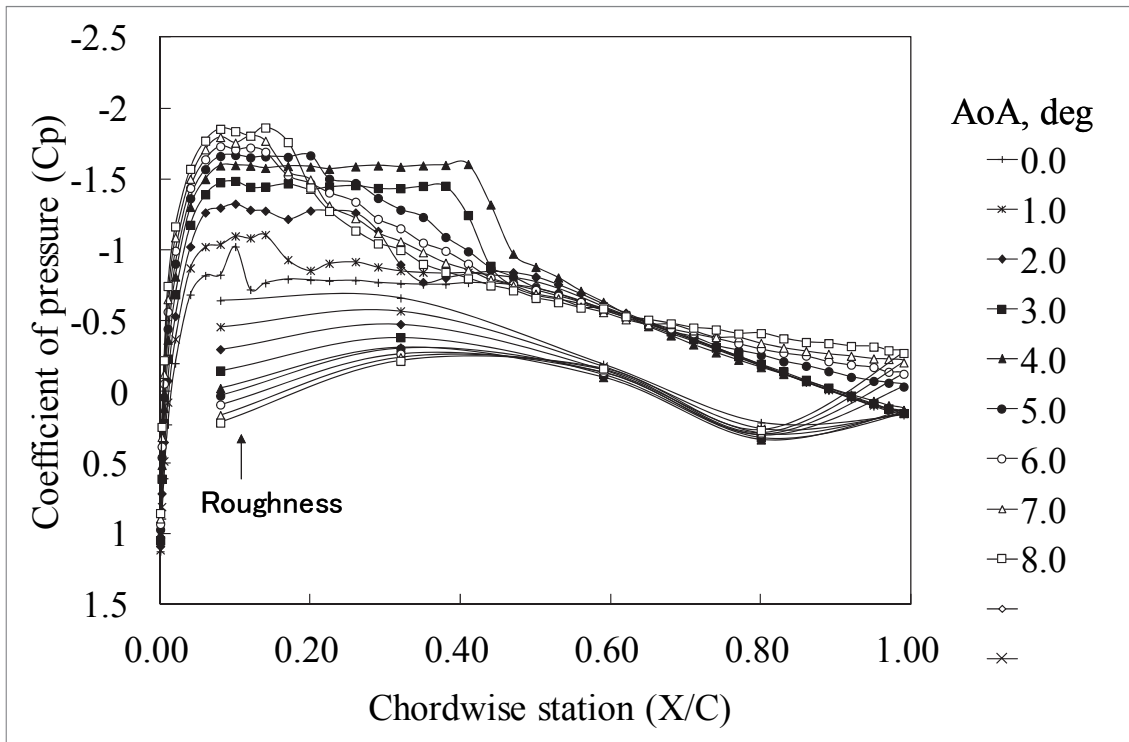
VG ありの代表例として、 $Hv=1.2mm$ 、 $Dv=12mm$ の図 D-2(a)図に着目する。上述のように $X/C=0.2$ 付近で VG の形成する衝撃波による C_p の変動が存在するが、それ以外の分布形状はクリーン形態のものと概ね等しい。図 D-1 でバフエットとなった設定 $AoA=5deg$ に着目すると、後縁付近でわずかな C_p の低下が見られるものの、 $X/C=0.5$ 付近の C_p の勾配は大きいままである。後述のシュリーレン動画も考慮すると、衝撃波は振動しておらずバフエットには至っていない。VG により、バフエットは抑制されている。

VG ありの形態では、VG の形成する縦渦により 3 次元的な流れになることは明らかである。しかしながら、図 D-2(c)(d)図に着目すると、VG 近傍の VG 由来の衝撃波や膨張波による多少の差異を除けば、設定 $AoA=7deg$ 付近までの 3 本の圧力孔列の C_p 分布は概ね一致している。設定 $AoA=7deg$ 付近までは、翼模型中央部 ($Y=0$ 付近) の流れの大きな構造は、2 次元的であると考えられる。3 本の圧力孔列の差異が大きくなるのは、設定 $AoA=8deg$ 以上の迎角である。設定 $AoA=8deg$ 以上では、 $X/C=0.2$ 付近より下流でも、 C_p 中に細かな変動があらわれ、3 本の圧力孔列の C_p 間に差が生じている。設定 AoA を高くするにつれて、翼上面の衝撃波が上流にさかのぼることは、Clean 形態の説明において述べたとおりであるが、設定 $AoA=8deg$ においては、この翼型由来の衝撃波が VG と干渉する位置まで振動しながらさかのぼる。3 本の圧力孔列の C_p 間に差異がない設定 $AoA=7deg$ では、翼型由来の振動する衝撃波は VG までは到達していない。よって、翼型由来の振動する衝撃波と VG の干渉が、3 本の圧力孔列の C_p 間に差異を与えているものと考えられる。

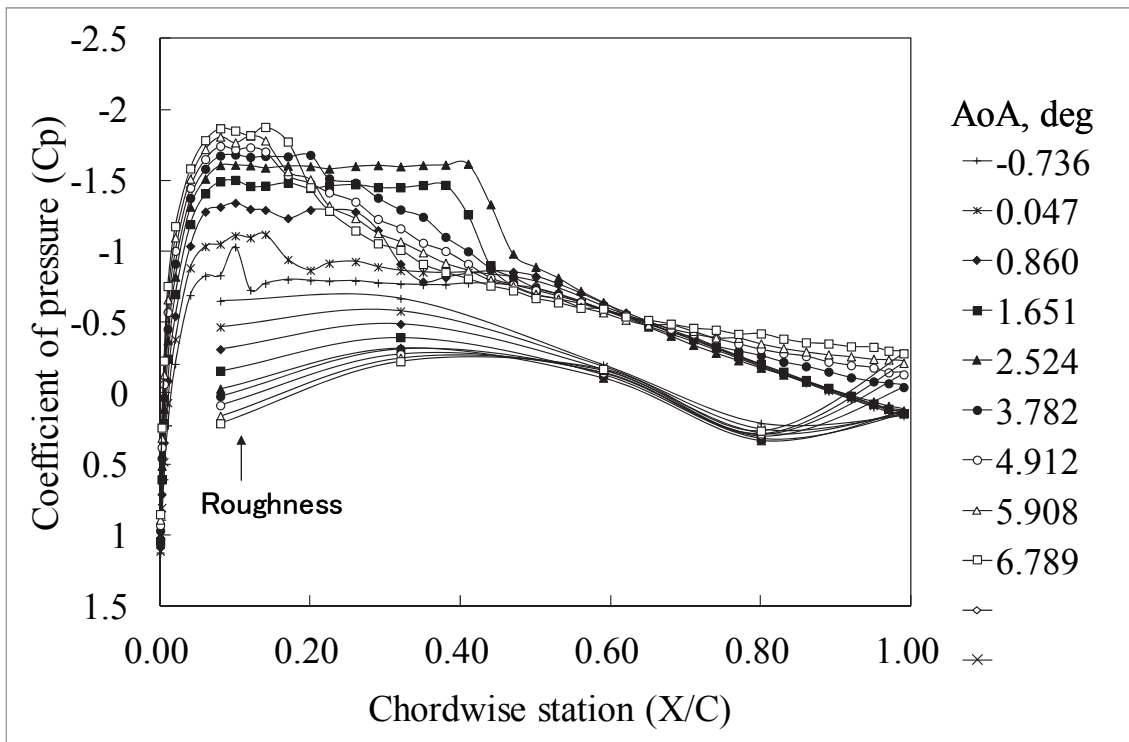
図 D-3 以降の C_p についても、バフエットとなる迎角の差異を除くと図 D-1 や図 D-2 と同様の特徴が見られた。VG の翼上面に形成される衝撃波への影響を見ることに重点を置いて、衝撃波近傍の $X/C=0.5$ 近傍に 3 列の圧力孔を設けたが、バフエットへの効果をみるという観点からは翼後縁の剥離の状態を見ることも大切であり、同様の試験においては、翼後縁の情報を詳細に取ることを検討すべきであると考えられる。

図 D-10 から図 D-14 に同一の設定 AoA における Clean 形態と試験を行った全ての VG 形態の結果を示す。設定 $AoA=4deg$ の図 D-10 では、どの条件でも、衝撃波は $X/C=0.4$ 付近に存在し、後縁の C_p も重なっている。どの形態もバフエットには至っていない。設定 $AoA=5deg$ の図 D-11 では、形態間の差異があらわれる。 $Hv=1.2mm$ 、 $Dv=12mm$ 、 $24mm$ と $Hv=2.4mm$ 、 $Dv=24mm$ の 3 条件で

は、 $X/C=0.4$ 付近で衝撃波が振動せずに存在し、 C_p が急上昇している。また、これらの条件では翼後縁の C_p は高くほぼ剥離していない。上記の3条件のVGは設定 $AoA=5deg$ までは、バフエットの抑制効果があった。これ以外の形態では、 $X/C=0.2$ から 0.5 にかけてなだらかな C_p の増加が見られる。設定 $AoA=5deg$ では、 $Hv=1.2mm$, $Dv=48mm$ や $Hv=2.4mm$, $Dv=48, 96mm$ は、バフエットを抑制できなかった。図D-12の設定 $AoA=6deg$ では、 $Hv=1.2mm$, $Dv=12mm$ の形態を除く条件はバフエット状態であり、振動する衝撃波による滑らか C_p 分布であった。図D-13や図D-14に示すように、 $Hv=1.2mm$, $Dv=12mm$ は $Re=10M$ においても効果があり、図D-14のように $Re=10M$ の設定 $AoA=5deg$ においてもバフエットを抑制している。

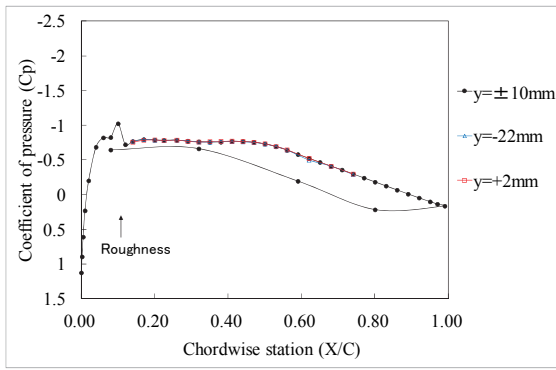


(a) 上下壁干渉補正なし

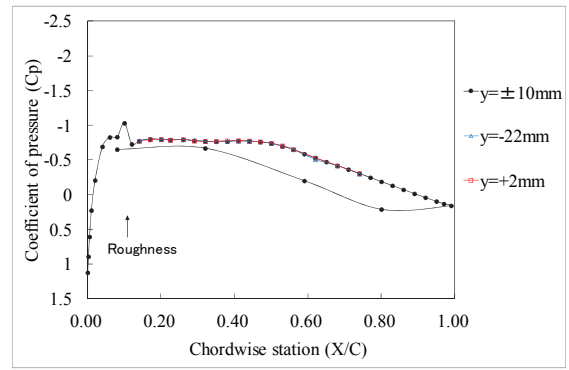


(b) 上下壁干渉補正あり

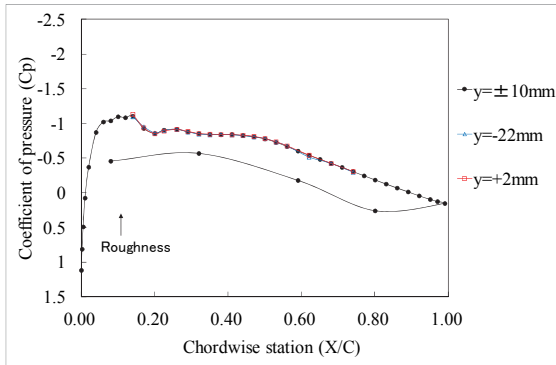
図 D-1 Clean 形態, Re=5M, M=0.70, y=+10mm (上面), y=-10mm (下面)



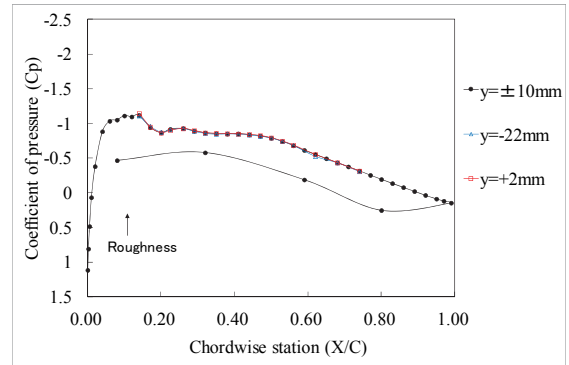
設定 AoA=0.0deg (補正なし)



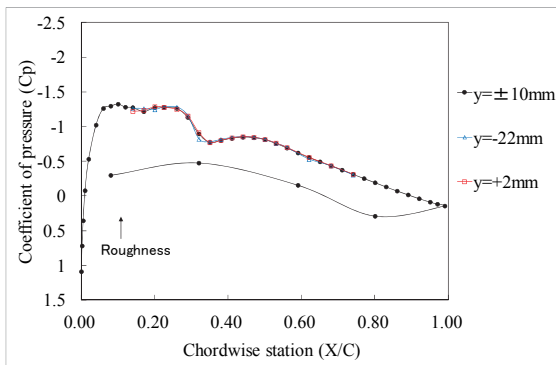
補正 AoA=-0.74deg (補正あり)



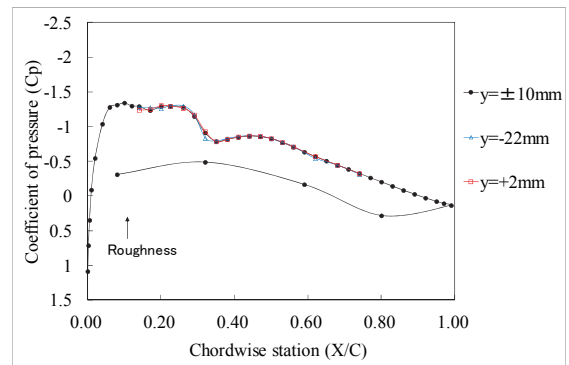
設定 AoA=1.0deg (補正なし)



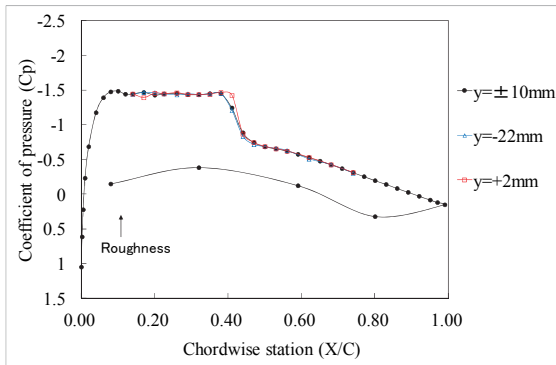
補正 AoA=0.05deg (補正あり)



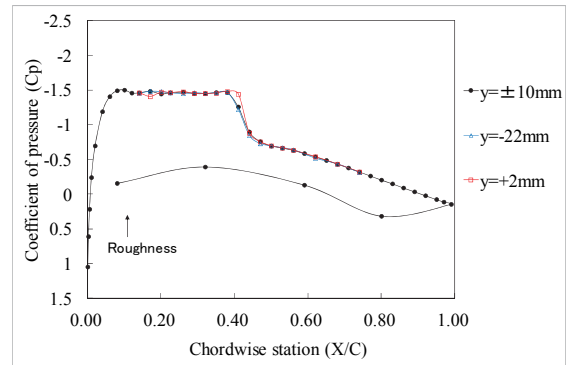
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



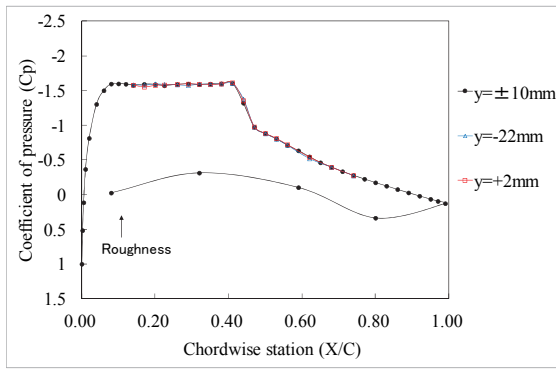
補正 AoA=0.86deg (補正あり)



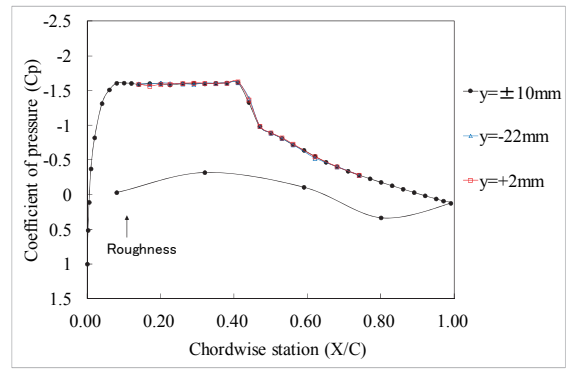
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



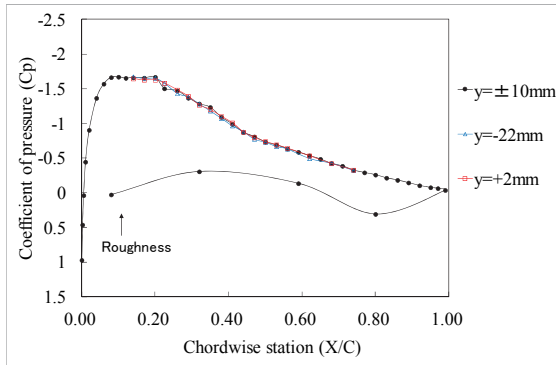
補正 AoA=1.65deg (補正あり)



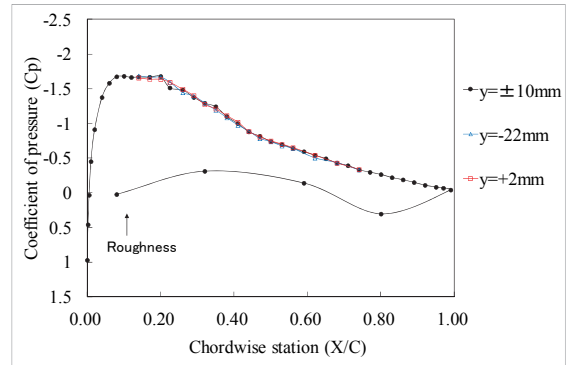
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



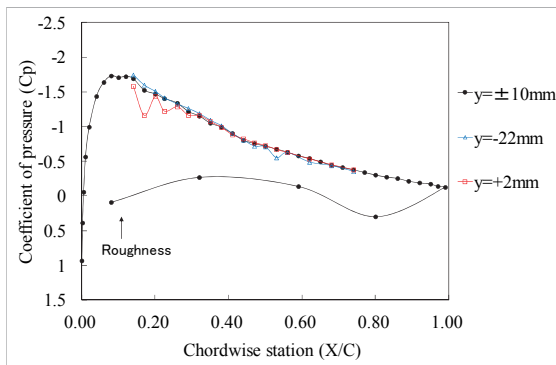
補正 AoA=2.52deg (補正あり)



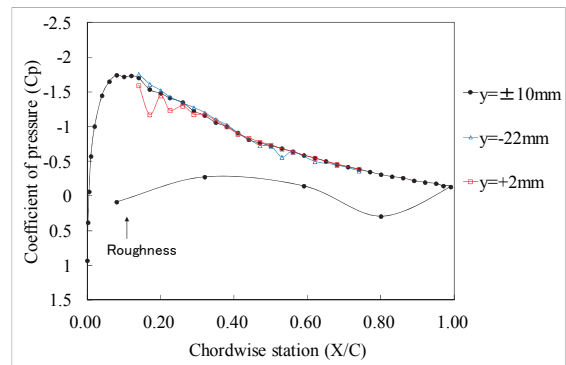
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



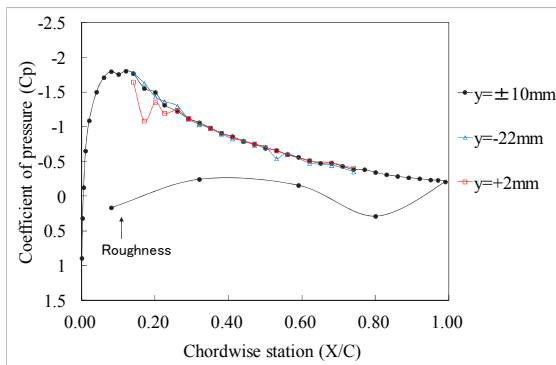
補正 AoA=3.78deg (補正あり)



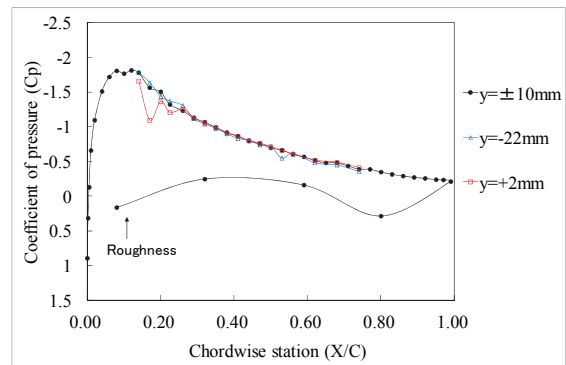
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



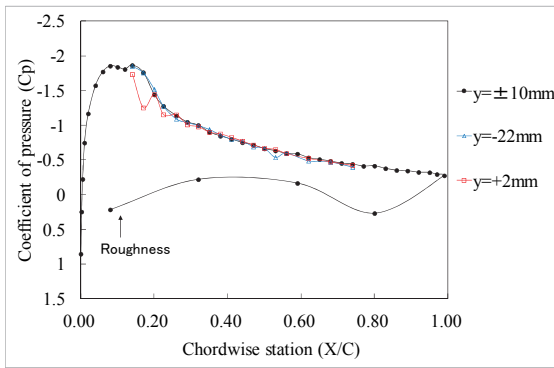
補正 AoA=4.91deg (補正あり)



設定 AoA=7.0deg (補正なし)

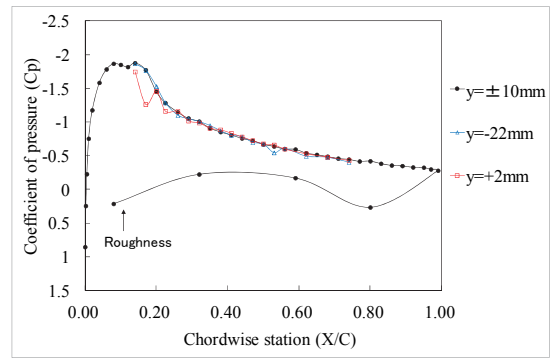


補正 AoA=5.91deg (補正あり)



設定 AoA=8.0deg (補正なし)

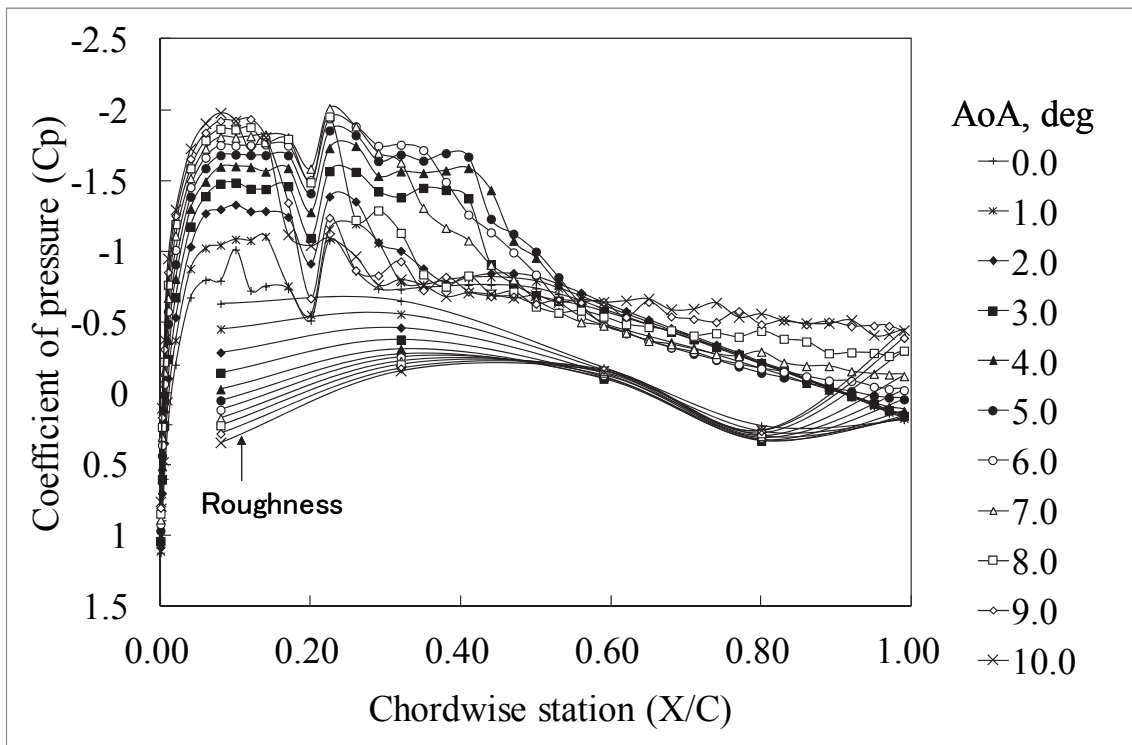
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)



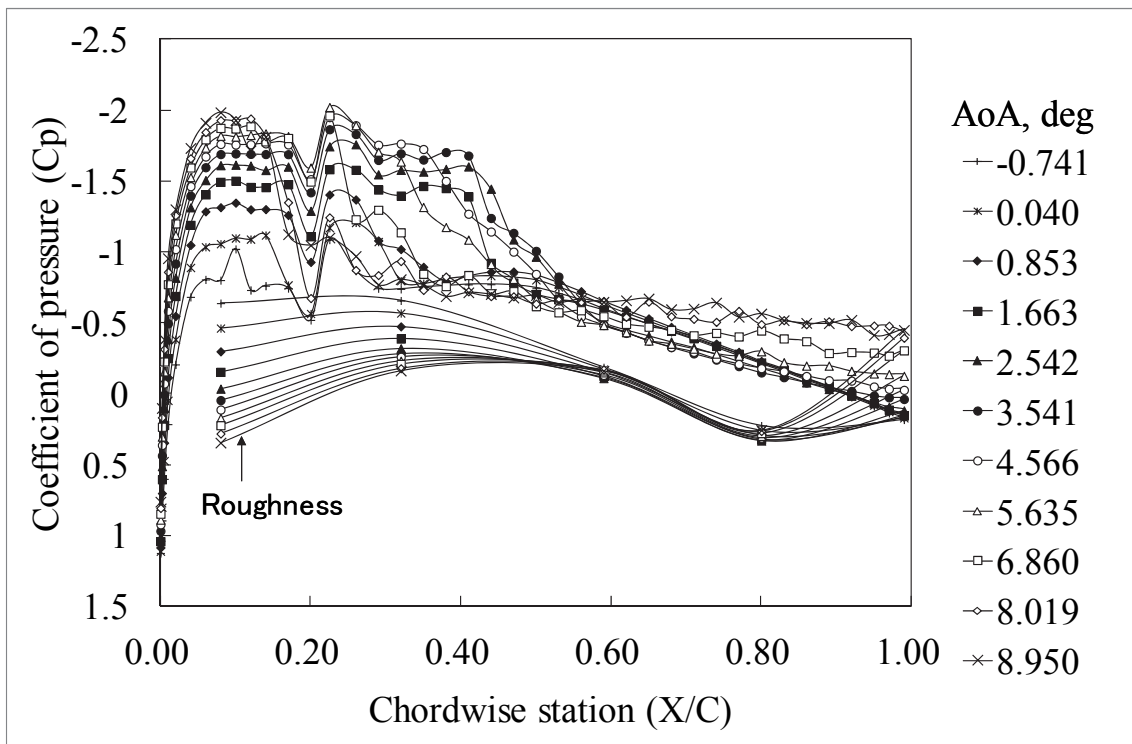
補正 AoA=6.79deg (補正あり)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-1 Clean 形態, Re=5M, M=0.70

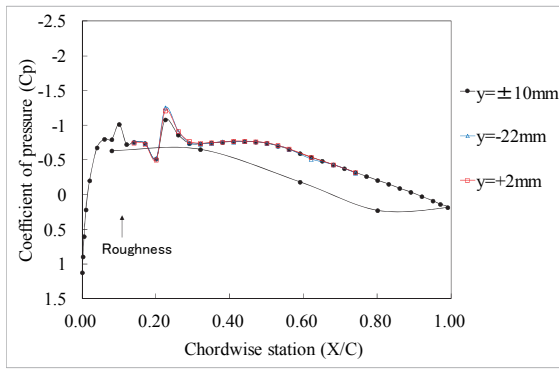


(a) 上下壁干渉補正なし

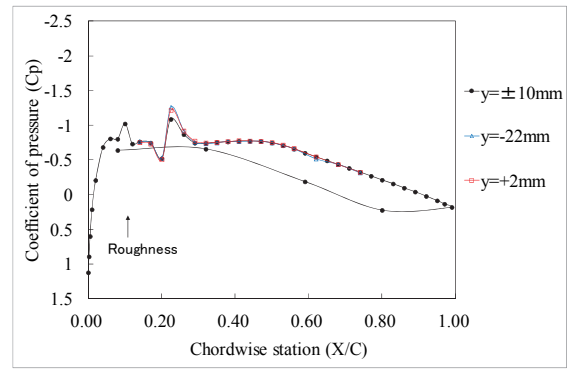


(b) 上下壁干渉補正あり

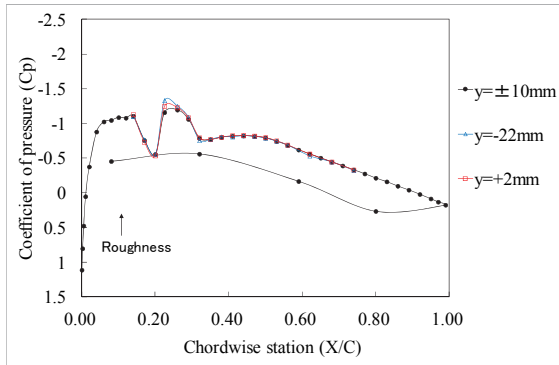
図 D-2 VG 形態, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5\text{M}$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面)



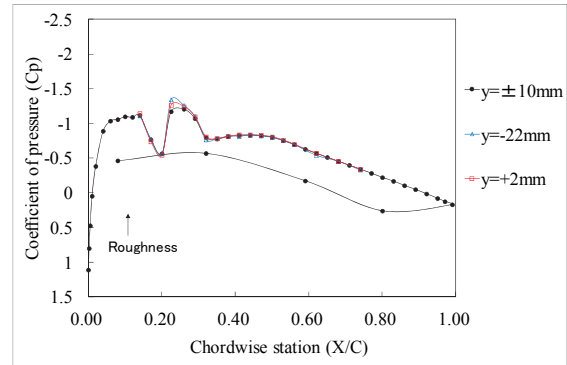
設定 AoA=0.0deg (補正なし)



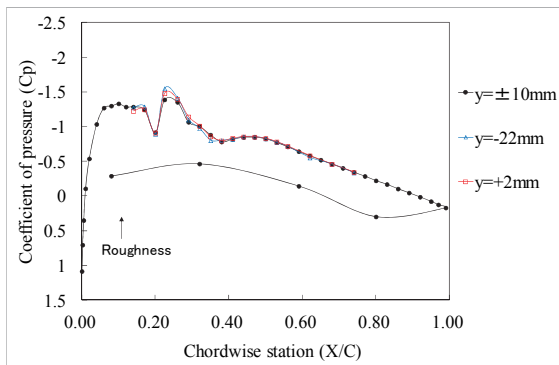
補正 AoA=-0.74deg (補正あり)



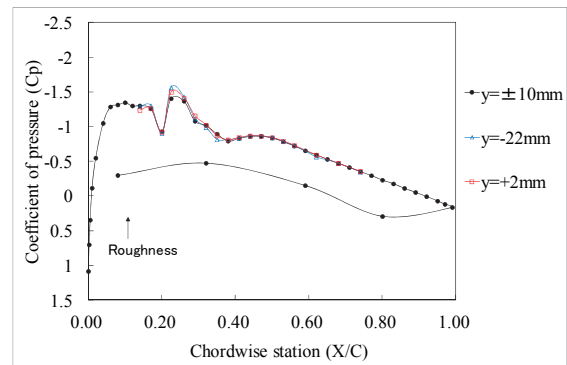
設定 AoA=1.0deg (補正なし)



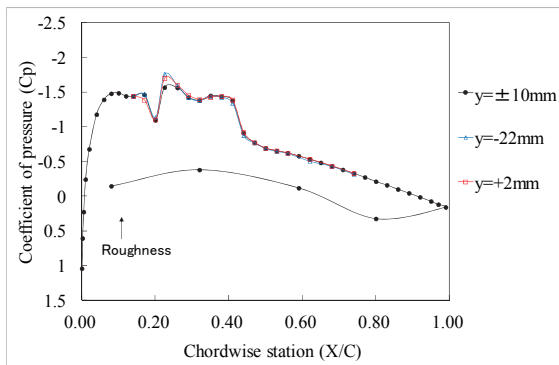
補正 AoA=0.04deg (補正あり)



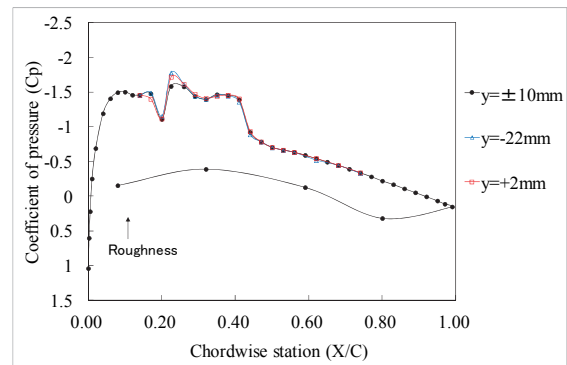
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



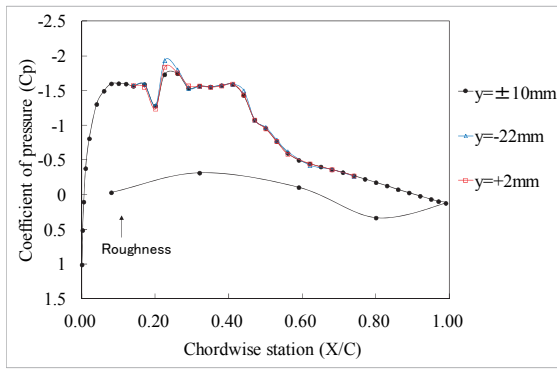
補正 AoA=0.85deg (補正あり)



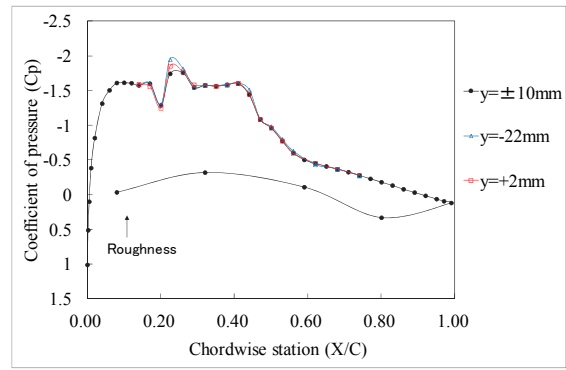
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



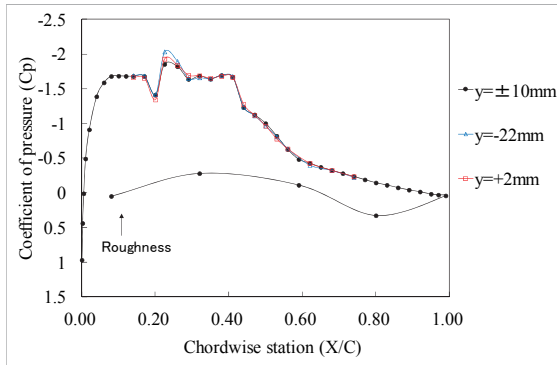
補正 AoA=1.66deg (補正あり)



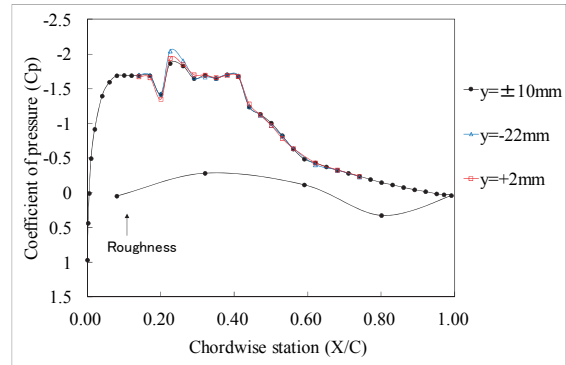
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



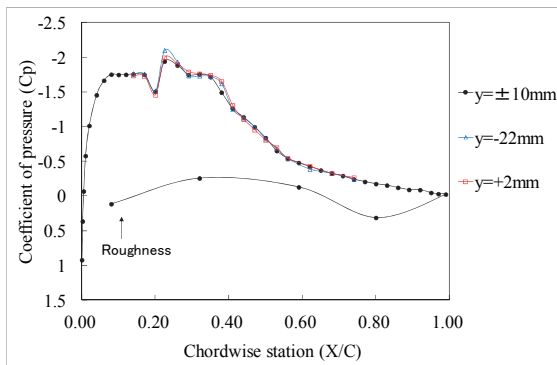
補正 AoA=2.54deg (補正あり)



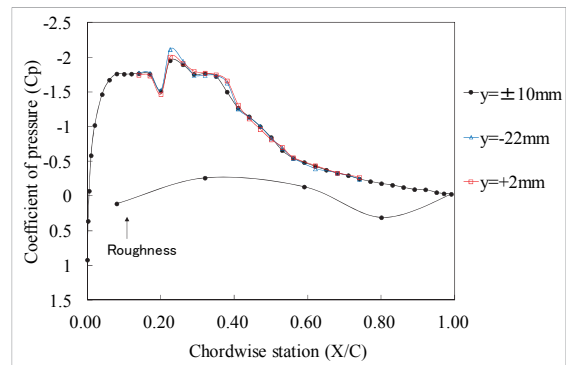
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



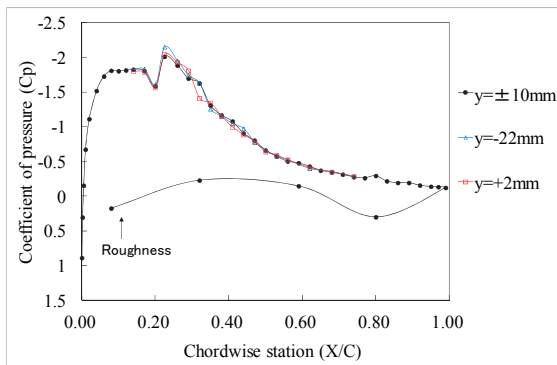
補正 AoA=3.54deg (補正あり)



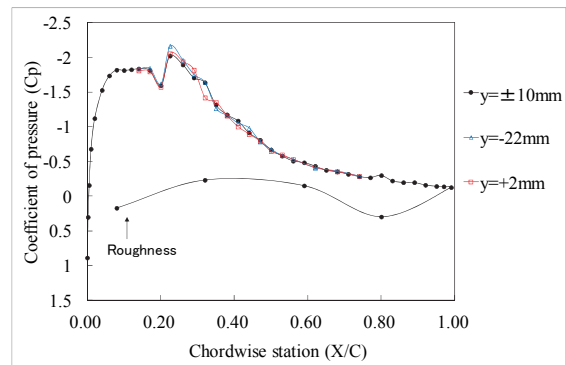
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



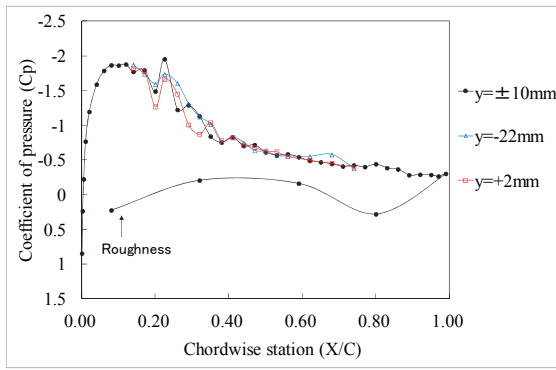
補正 AoA=4.57deg (補正あり)



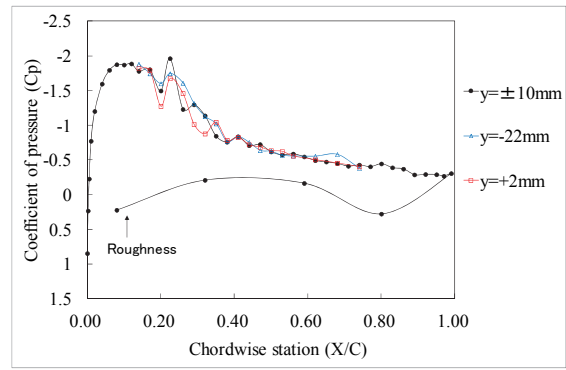
設定 AoA=7.0deg (補正なし)



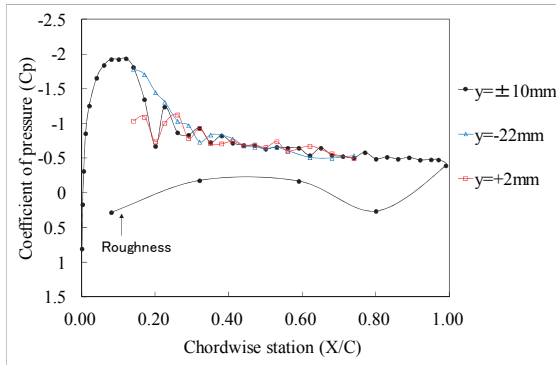
補正 AoA=5.64deg (補正あり)



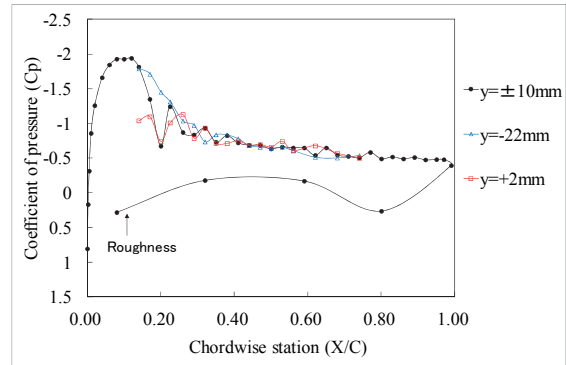
設定 AoA=8.0deg (補正なし)



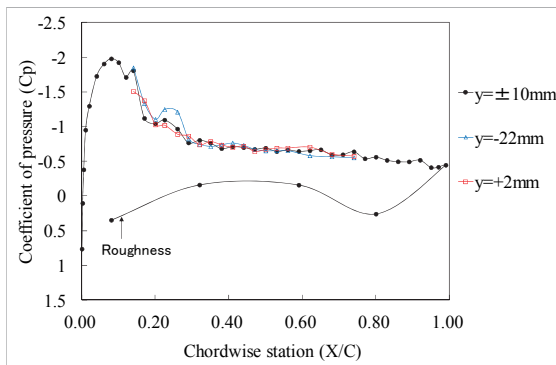
補正 AoA=6.86deg (補正あり)



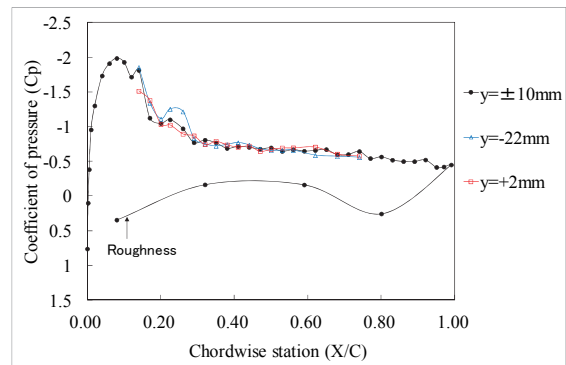
設定 AoA=9.0deg (補正なし)



補正 AoA=8.02deg (補正あり)



設定 AoA=10.0deg (補正なし)

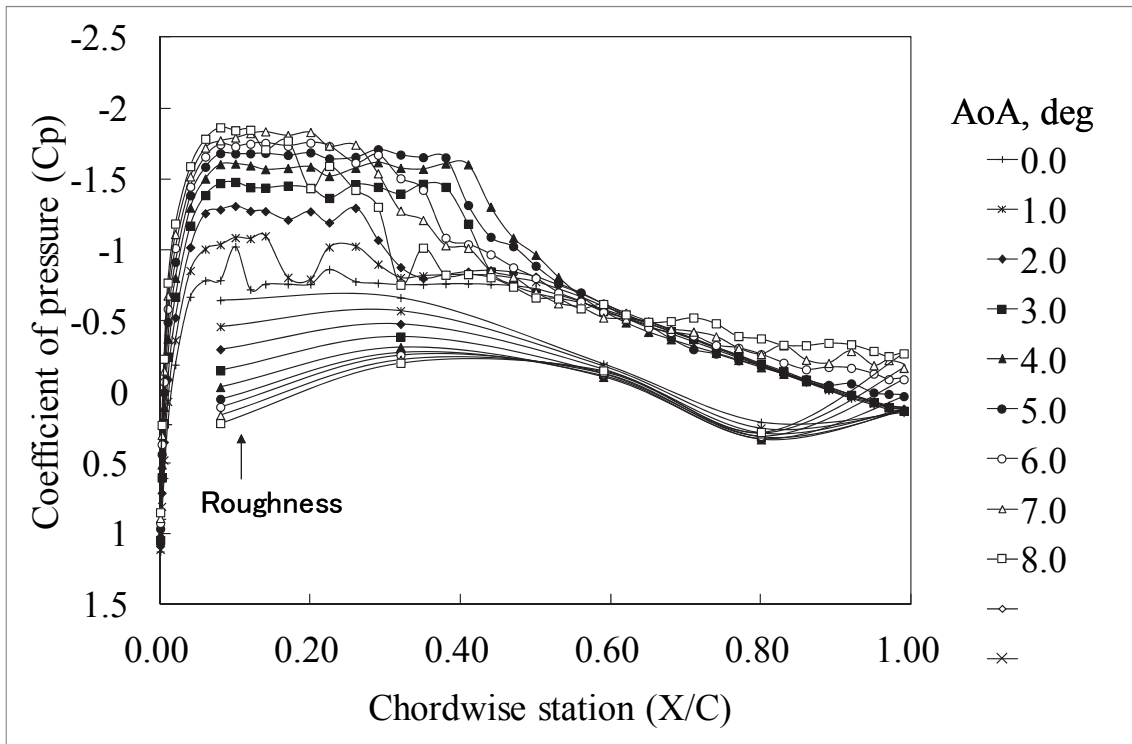


補正 AoA=8.95deg (補正あり)

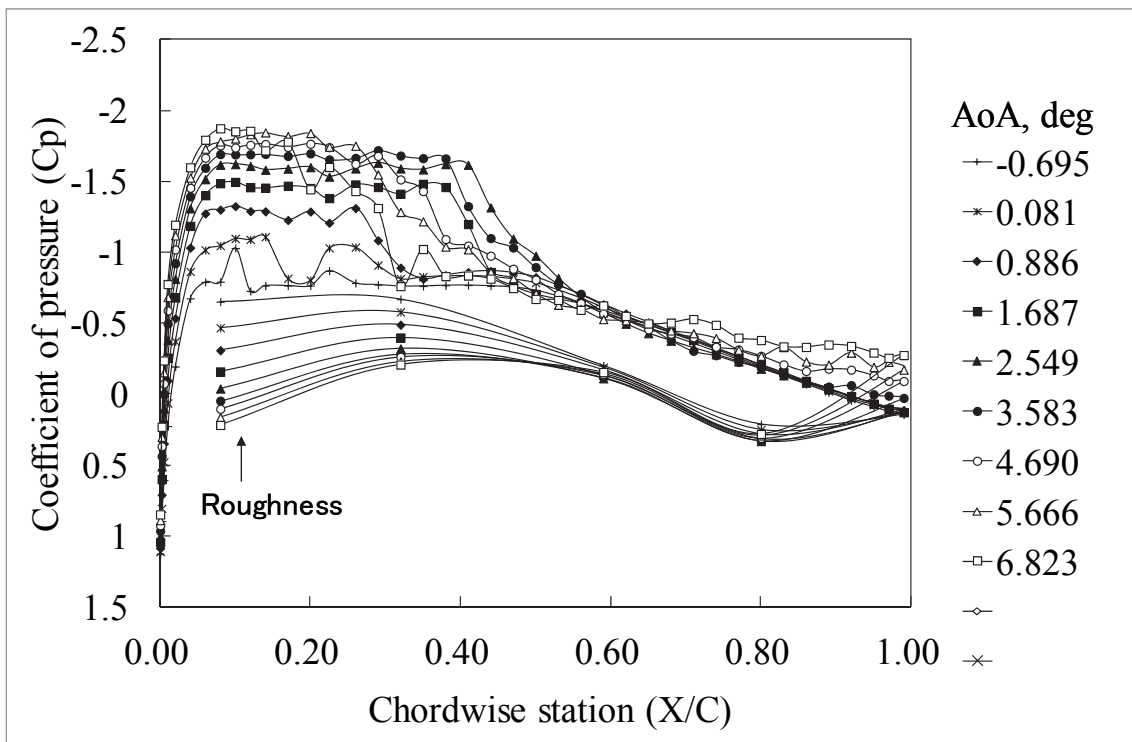
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-2 VG 形態, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$

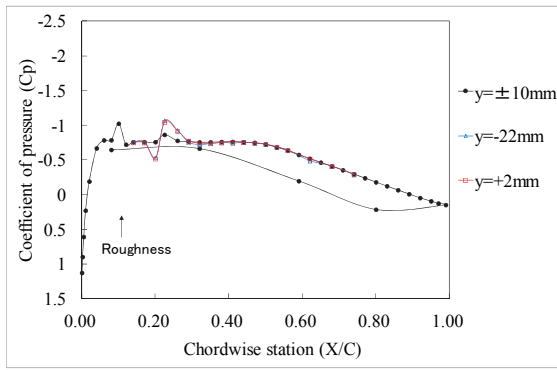


(a) 上下壁干渉補正なし

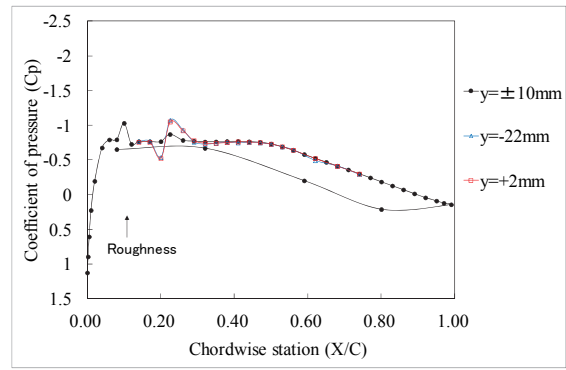


(b) 上下壁干渉補正あり

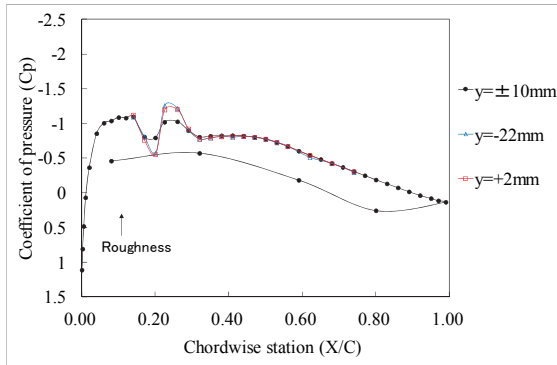
図 D-3 VG 形態, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5\text{M}$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面)



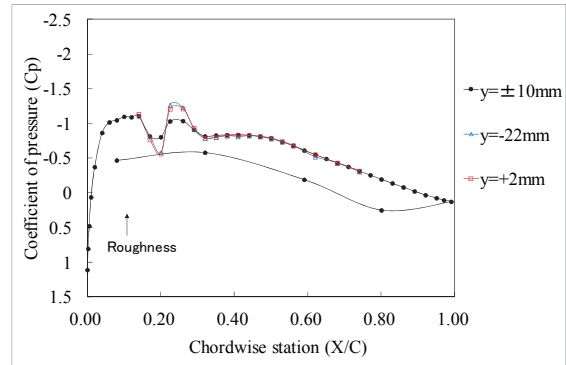
設定 AoA=0.0deg (補正なし)



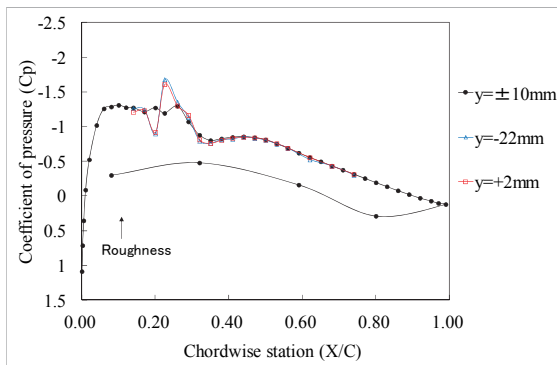
補正 AoA=-0.70deg (補正あり)



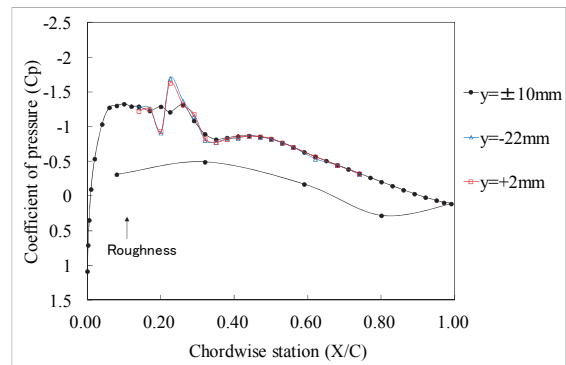
設定 AoA=1.0deg (補正なし)



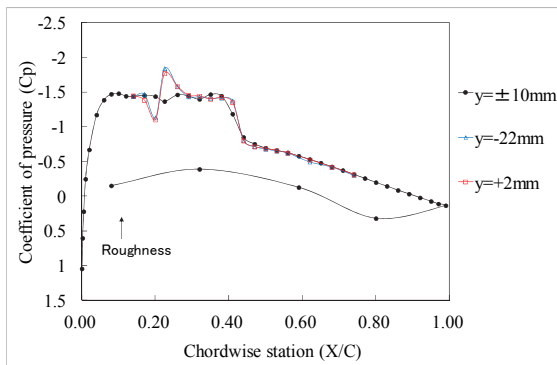
補正 AoA=0.08deg (補正あり)



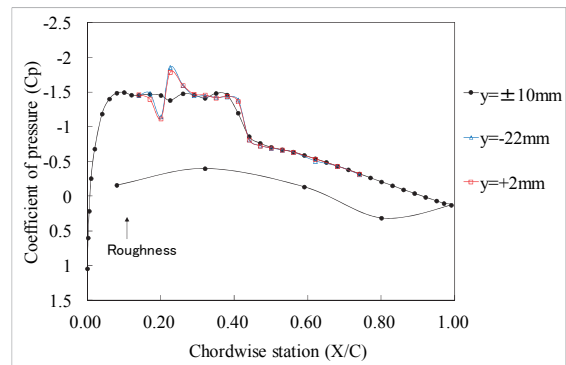
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



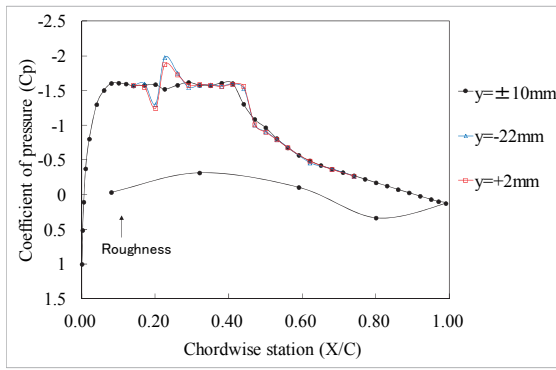
補正 AoA=0.89deg (補正あり)



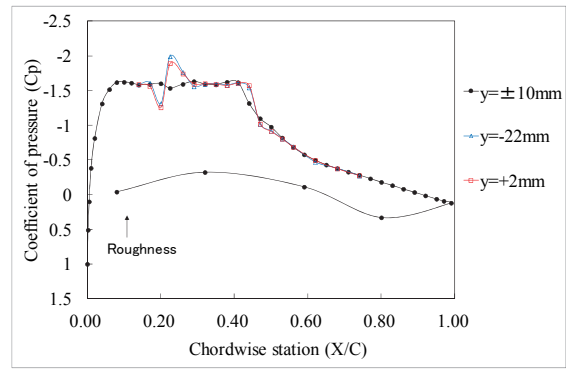
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



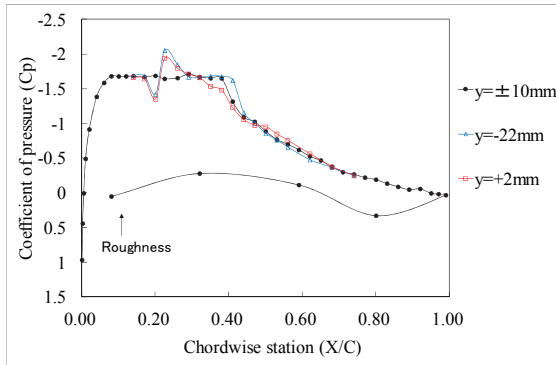
補正 AoA=1.69deg (補正あり)



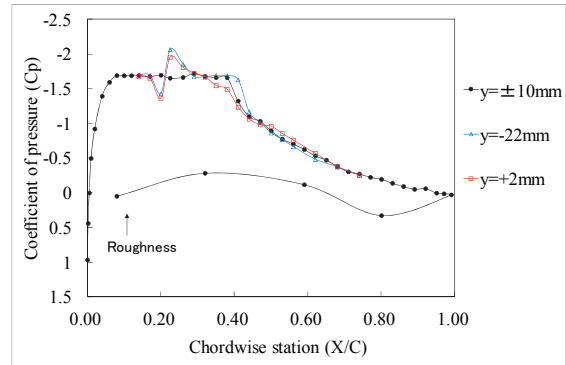
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



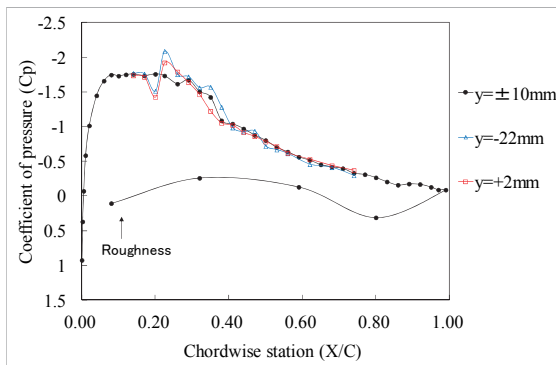
補正 AoA=2.55deg (補正あり)



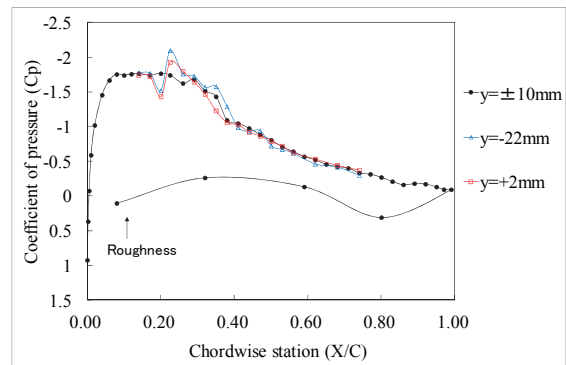
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



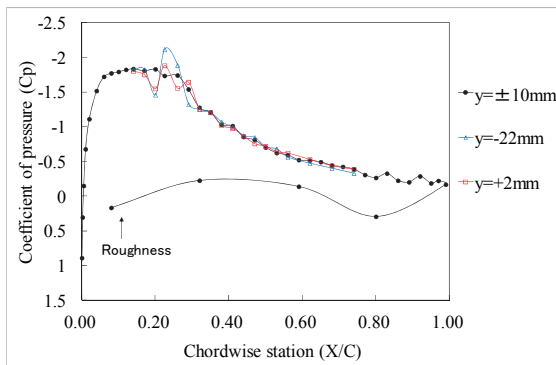
補正 AoA=3.58deg (補正あり)



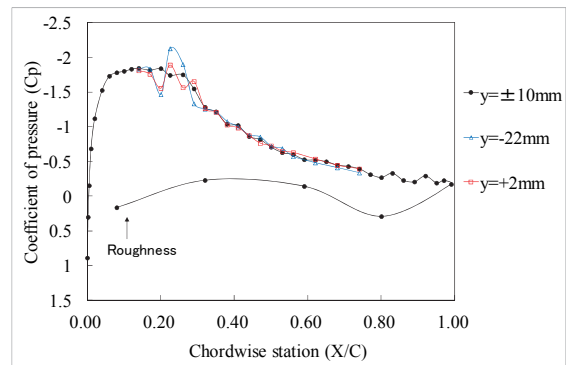
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



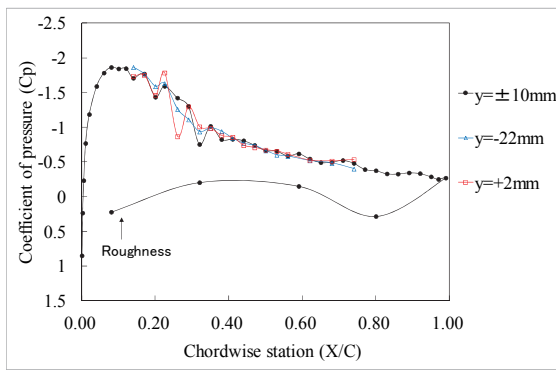
補正 AoA=4.69deg (補正あり)



設定 AoA=7.0deg (補正なし)

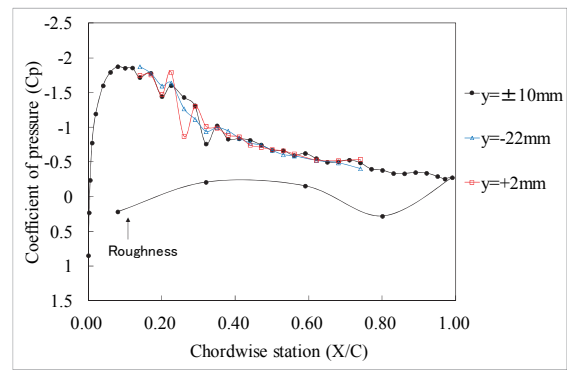


補正 AoA=5.67deg (補正あり)



設定 AoA=8.0deg (補正なし)

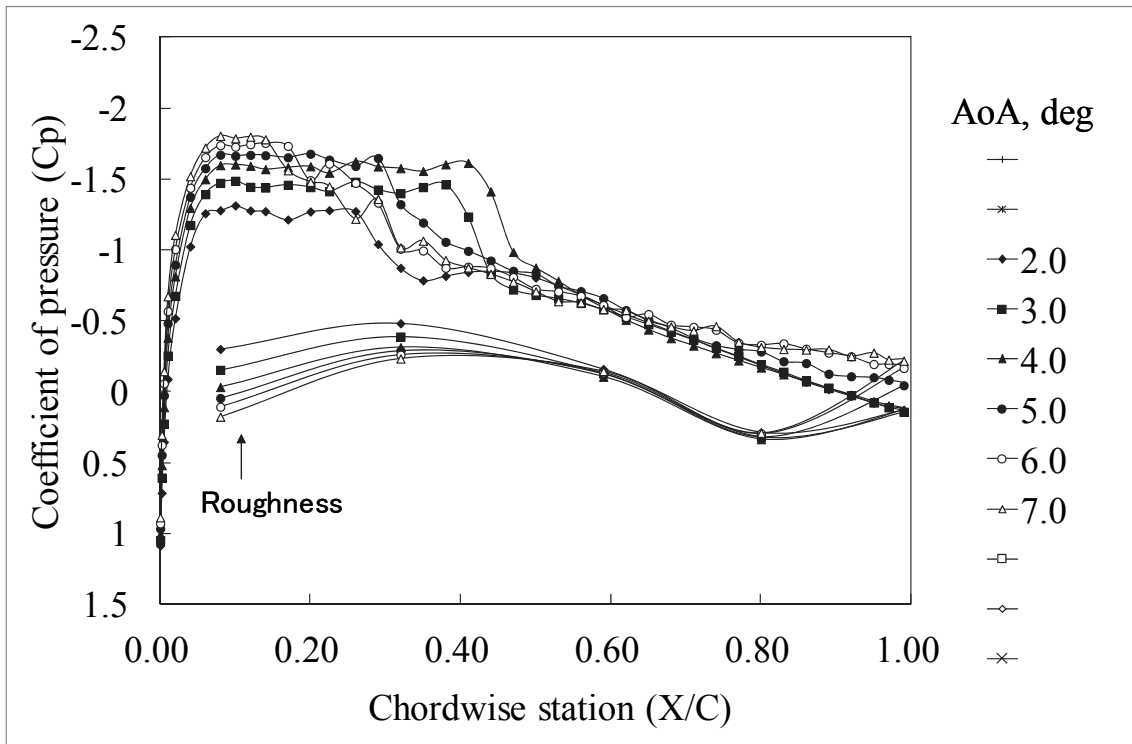
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)



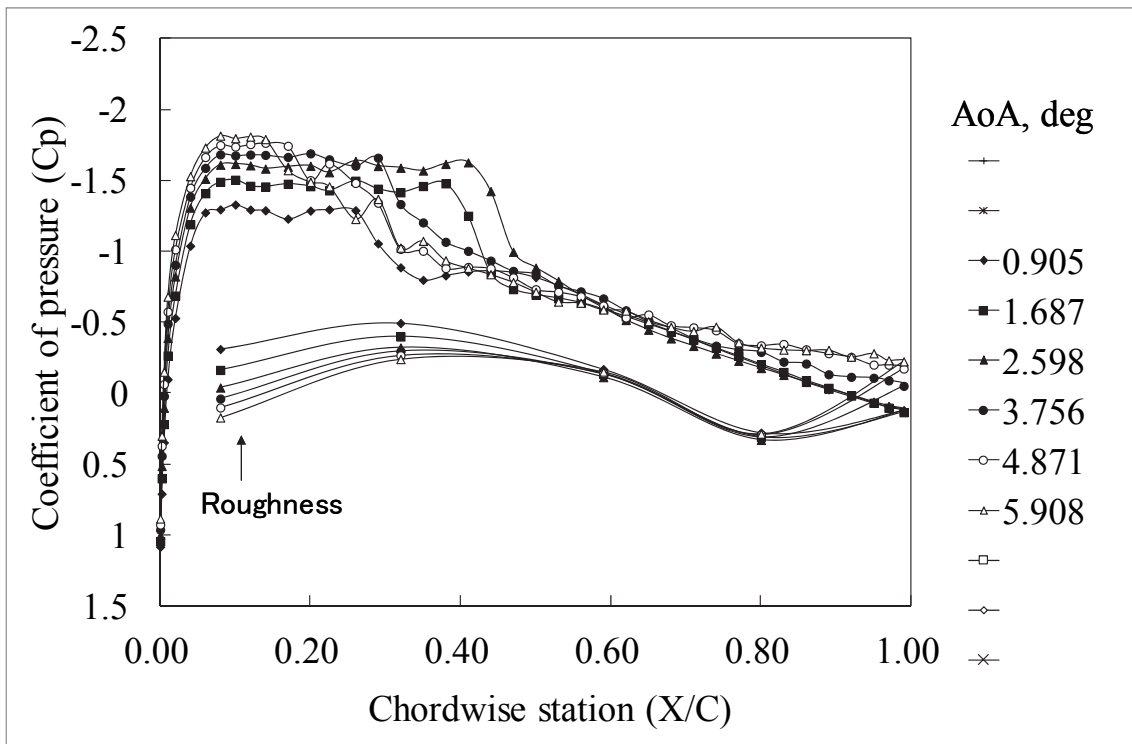
補正 AoA=6.82deg (補正あり)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-3 VG 形態, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$

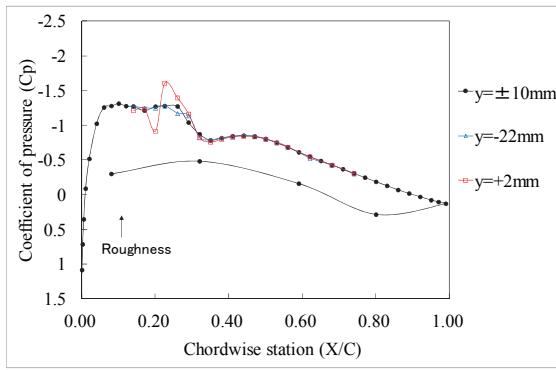


(a) 上下壁干渉補正なし

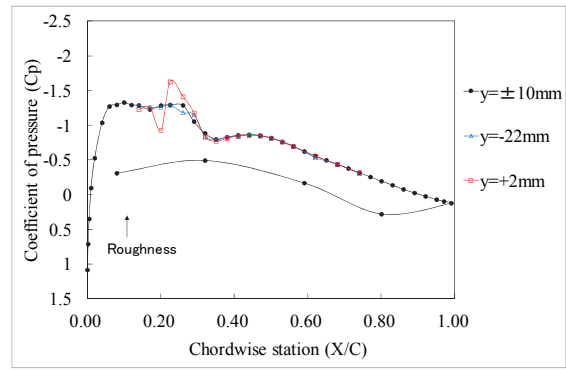


(b) 上下壁干渉補正あり

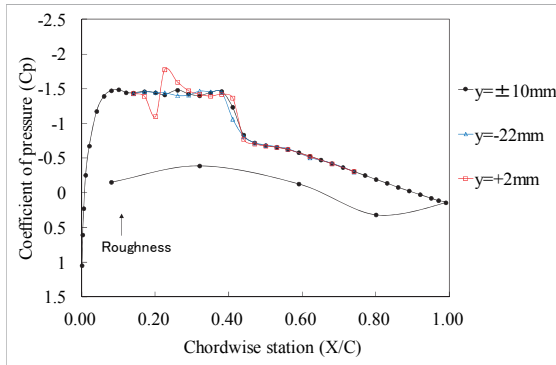
図 D-4 VG 形態, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面)



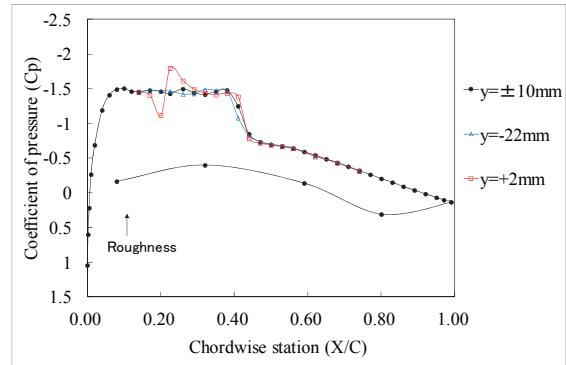
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



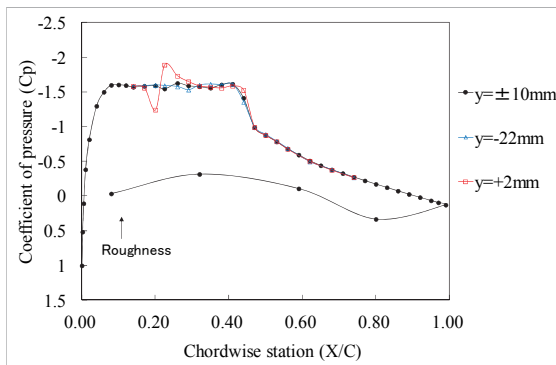
補正 AoA=0.91deg (補正あり)



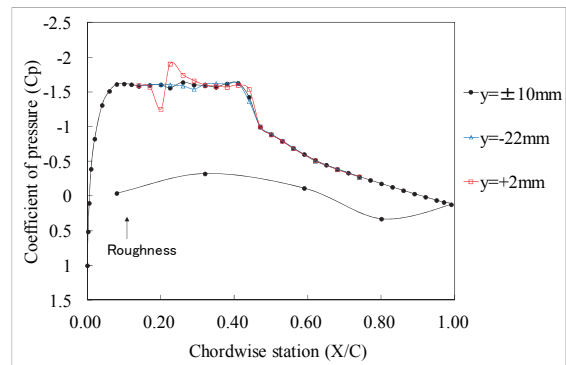
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



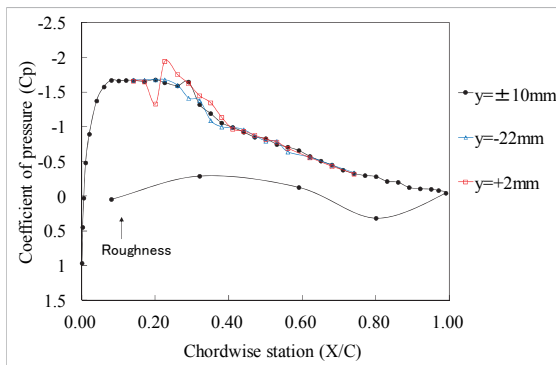
補正 AoA=1.69deg (補正あり)



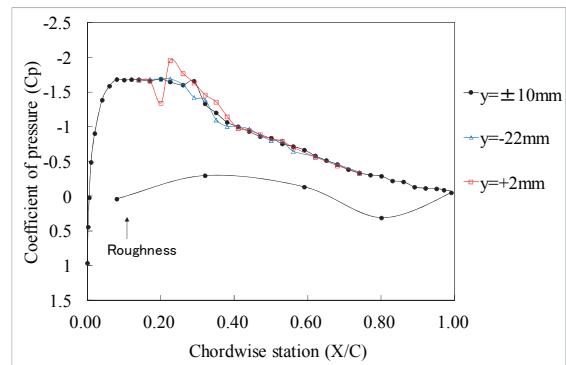
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



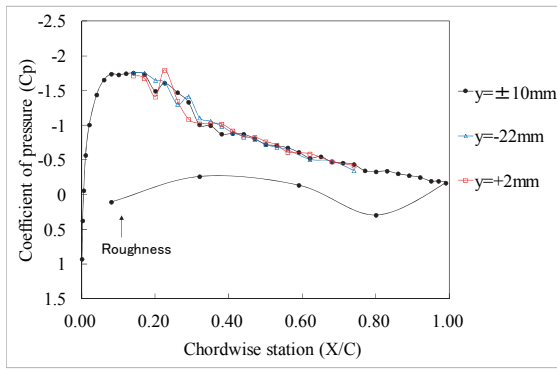
補正 AoA=2.60deg (補正あり)



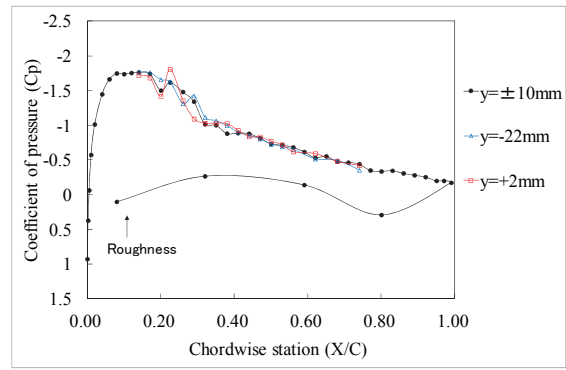
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



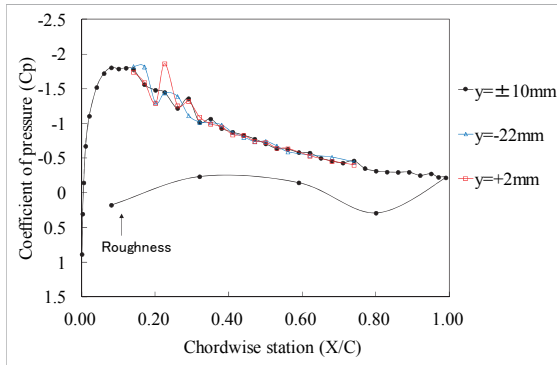
補正 AoA=3.76deg (補正あり)



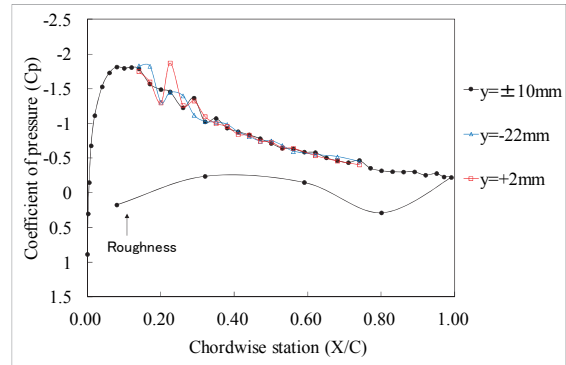
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



補正 AoA=4.87deg (補正あり)



設定 AoA=7.0deg (補正なし)

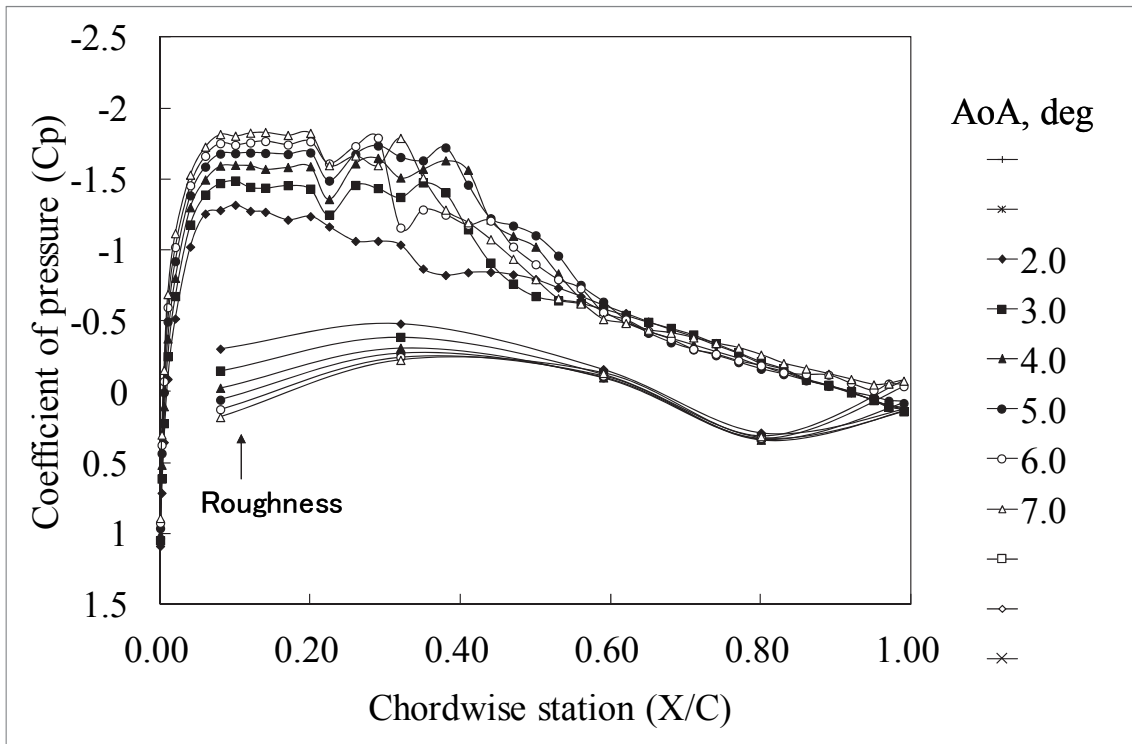


補正 AoA=5.91deg (補正あり)

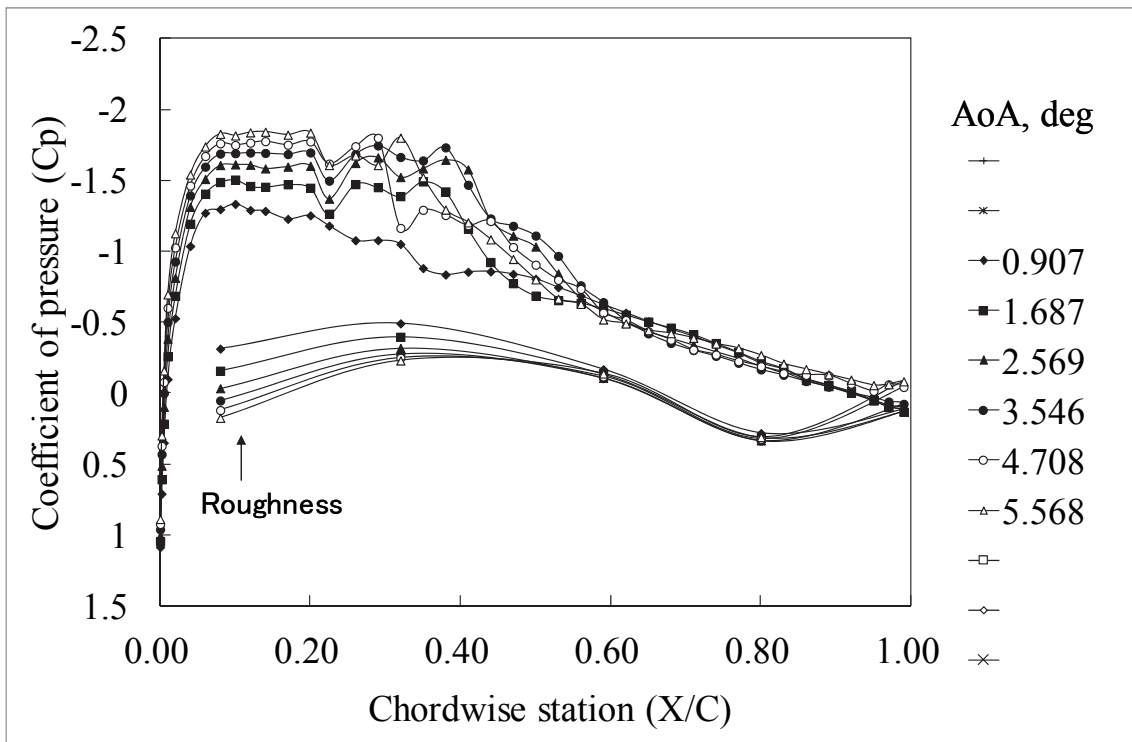
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-4 VG 形態, Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.70

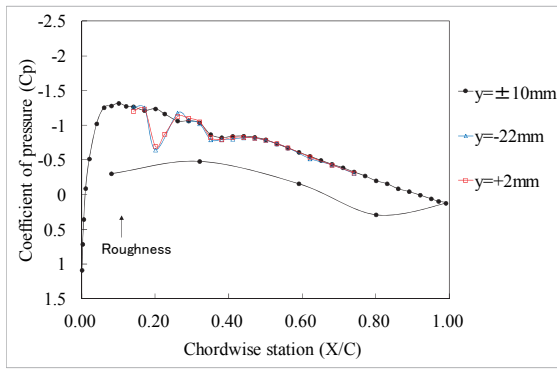


(a) 上下壁干渉補正なし

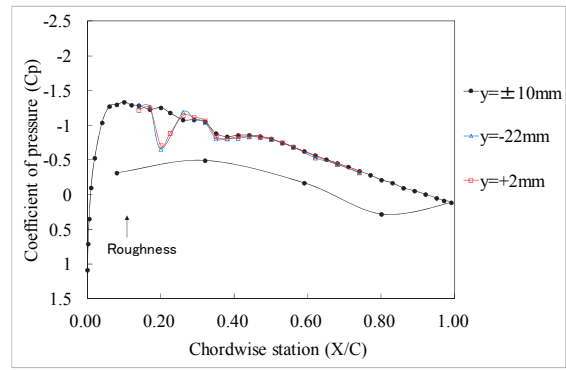


(b) 上下壁干渉補正あり

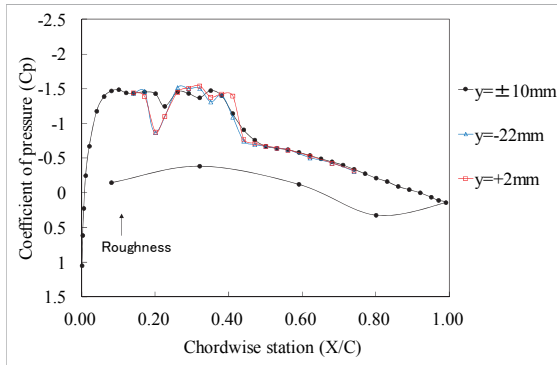
図 D-5 VG 形態, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5\text{M}$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面)



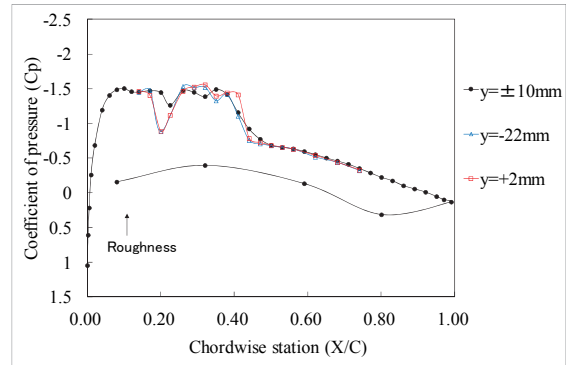
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



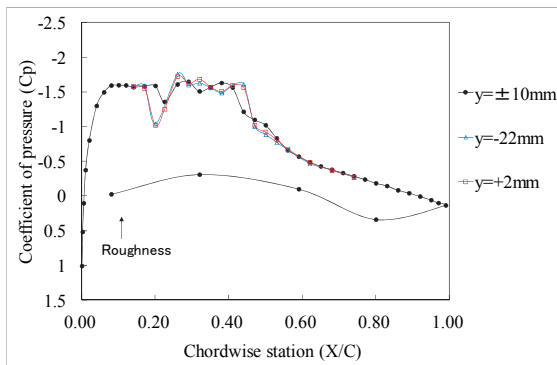
補正 AoA=0.91deg (補正あり)



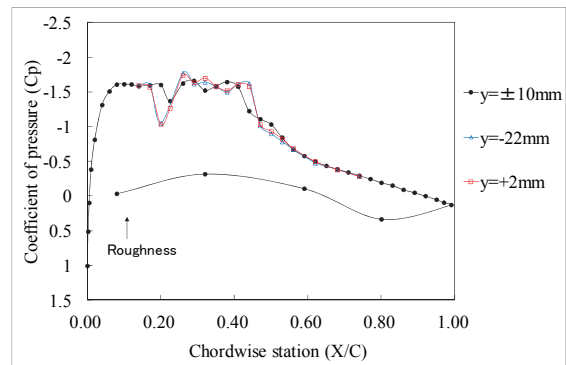
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



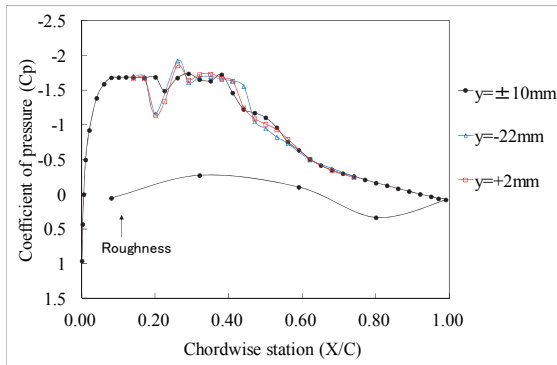
補正 AoA=1.69deg (補正あり)



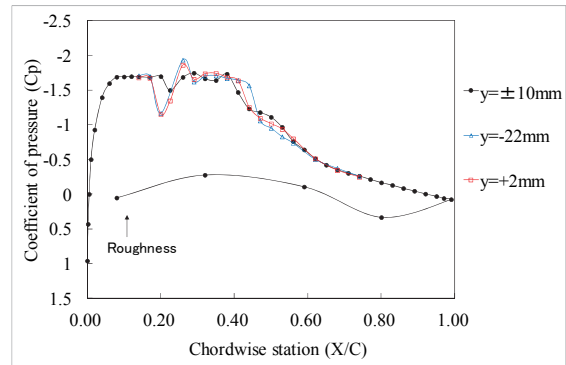
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



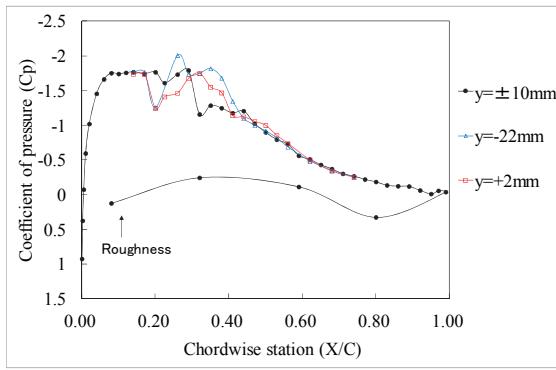
補正 AoA=2.57deg (補正あり)



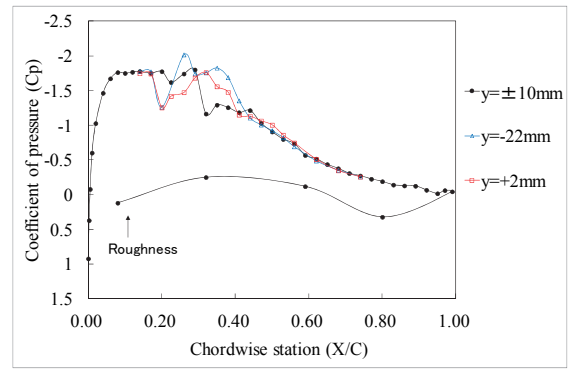
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



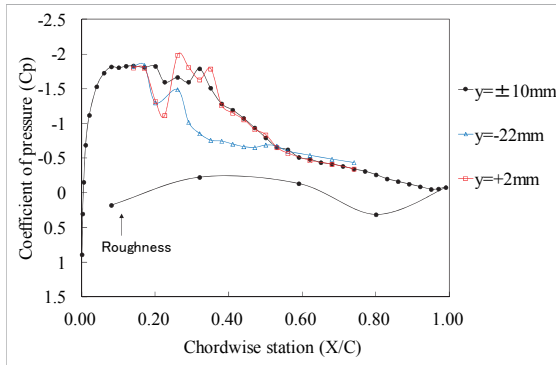
補正 AoA=3.55deg (補正あり)



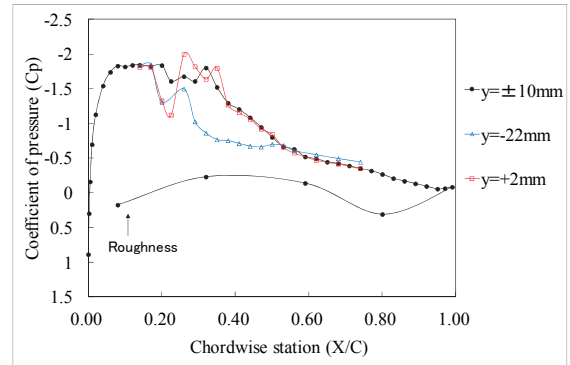
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



補正 AoA=4.71deg (補正あり)



設定 AoA=7.0deg (補正なし)

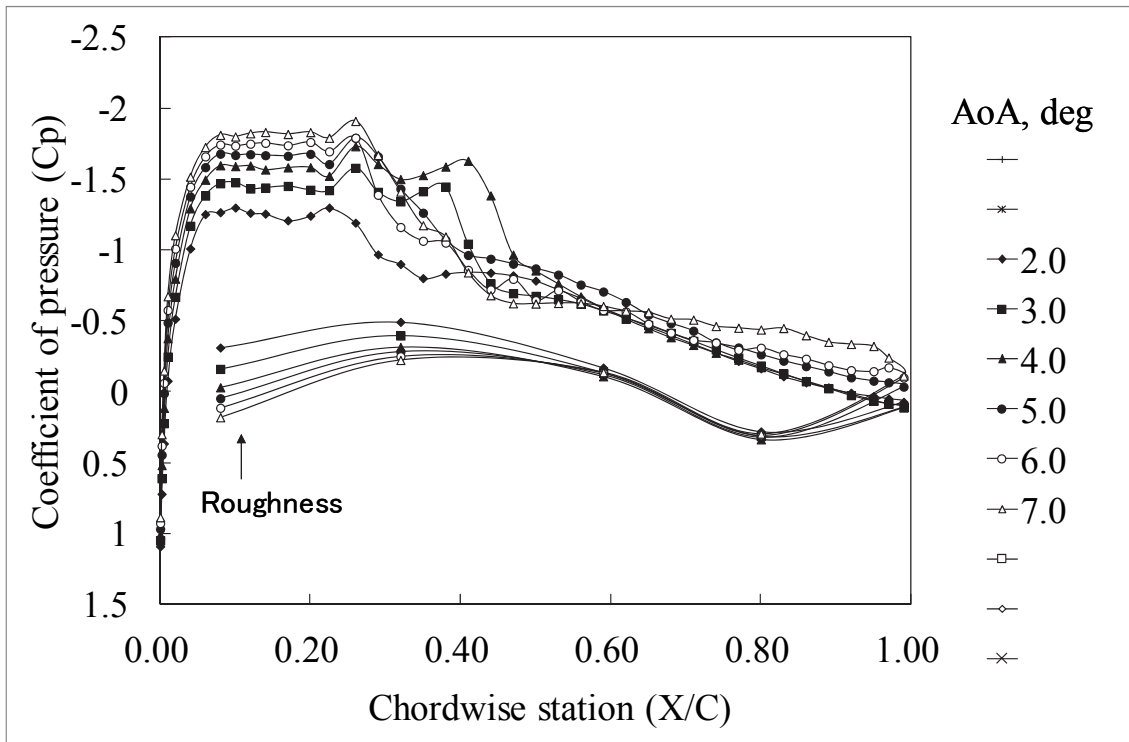


補正 AoA=5.57deg (補正あり)

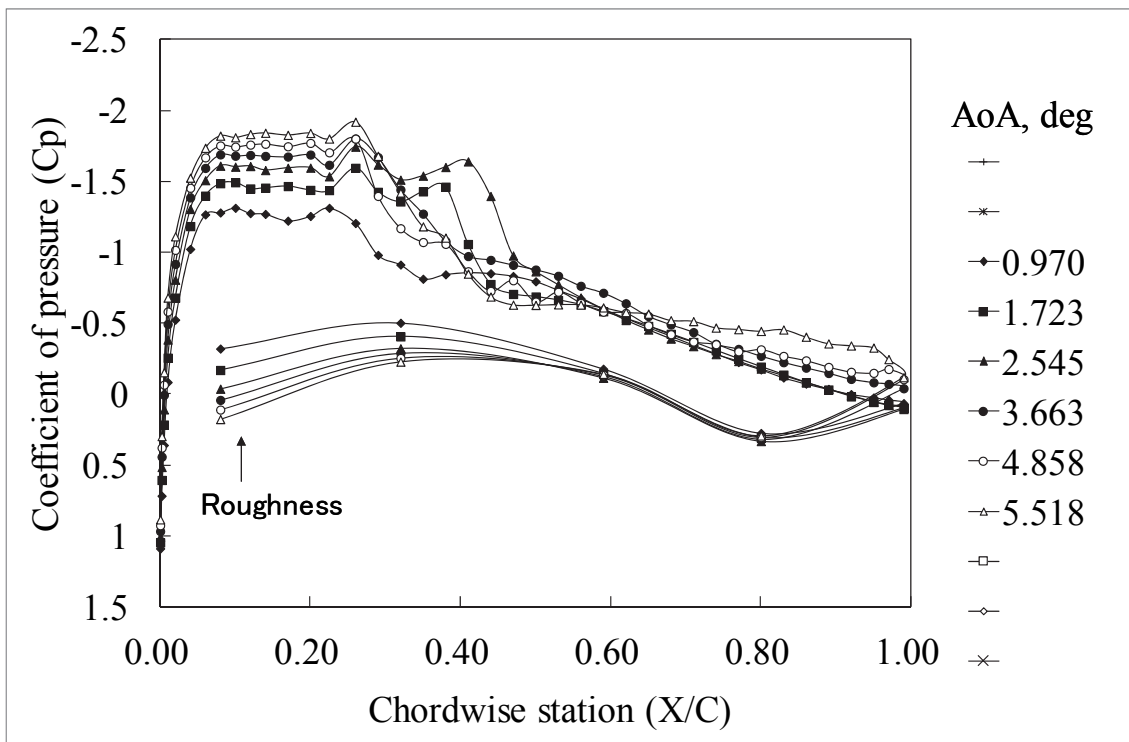
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-5 VG 形態, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$

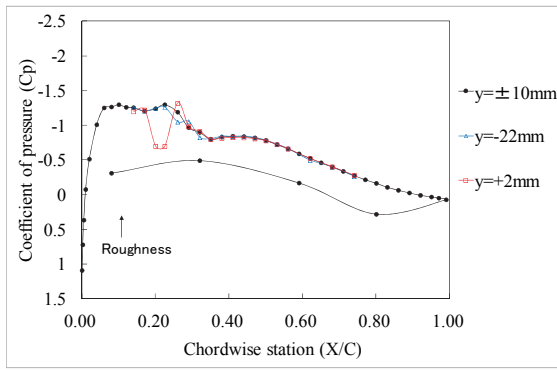


(a) 上下壁干渉補正なし

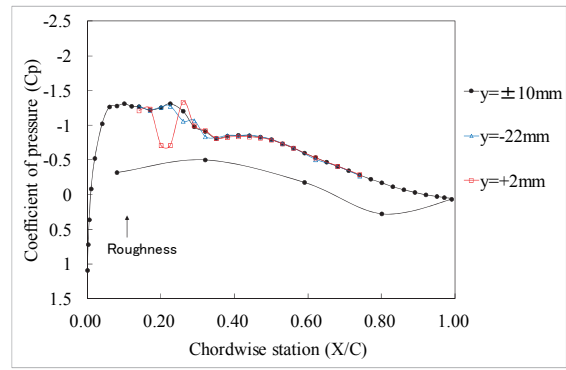


(b) 上下壁干渉補正あり

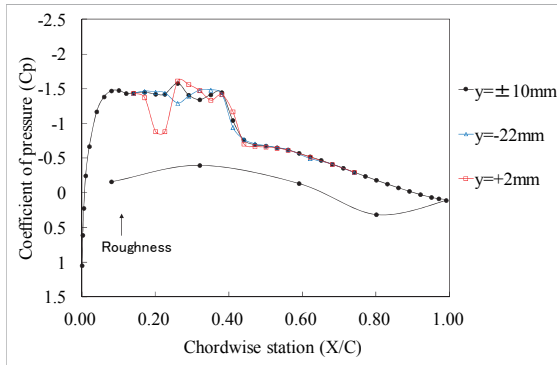
図 D-6 VG 形態, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面)



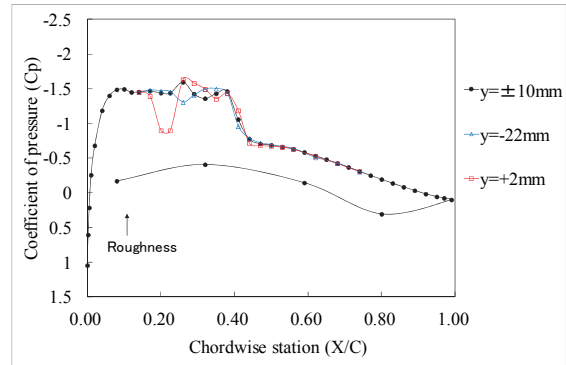
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



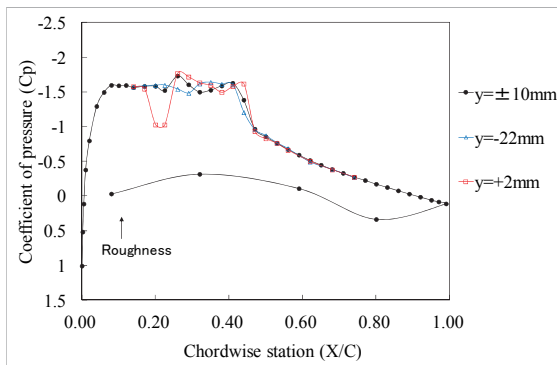
補正 AoA=0.97deg (補正あり)



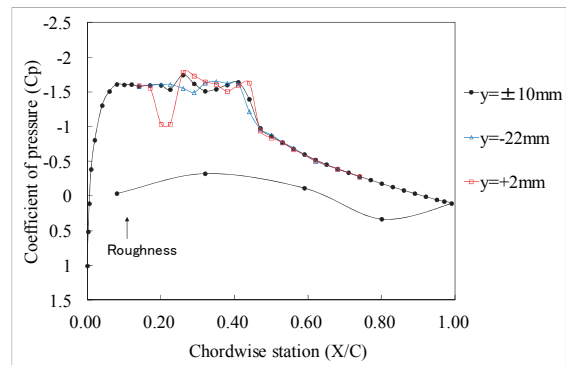
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



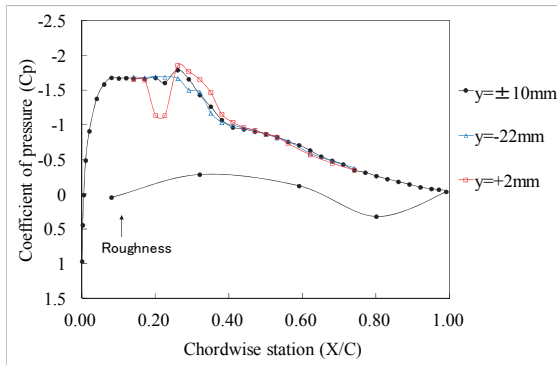
補正 AoA=1.72deg (補正あり)



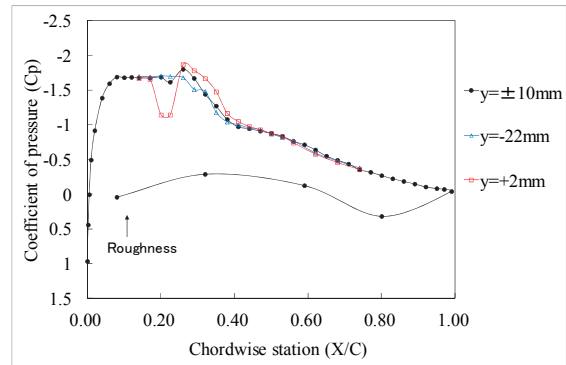
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



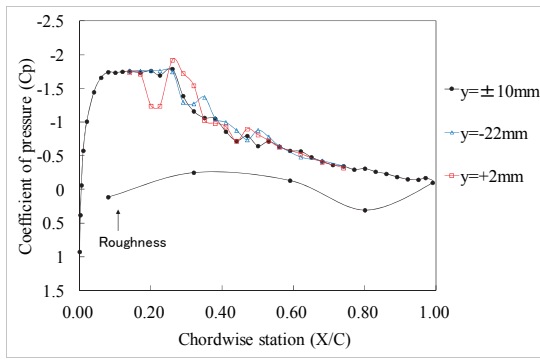
補正 AoA=2.55deg (補正あり)



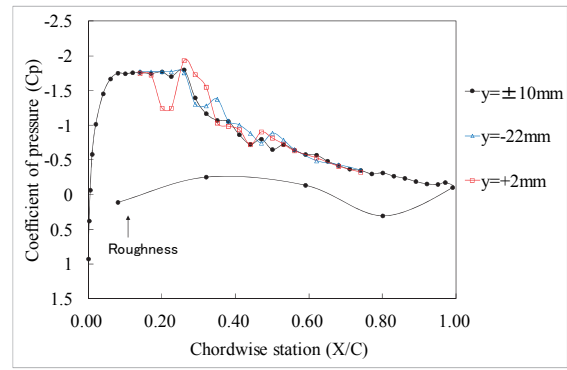
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



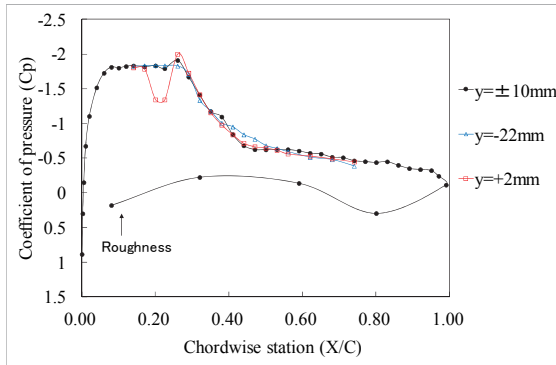
補正 AoA=3.66deg (補正あり)



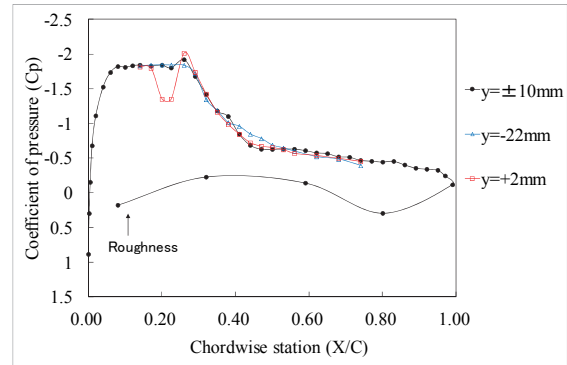
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



補正 AoA=4.86deg (補正あり)



設定 AoA=7.0deg (補正なし)

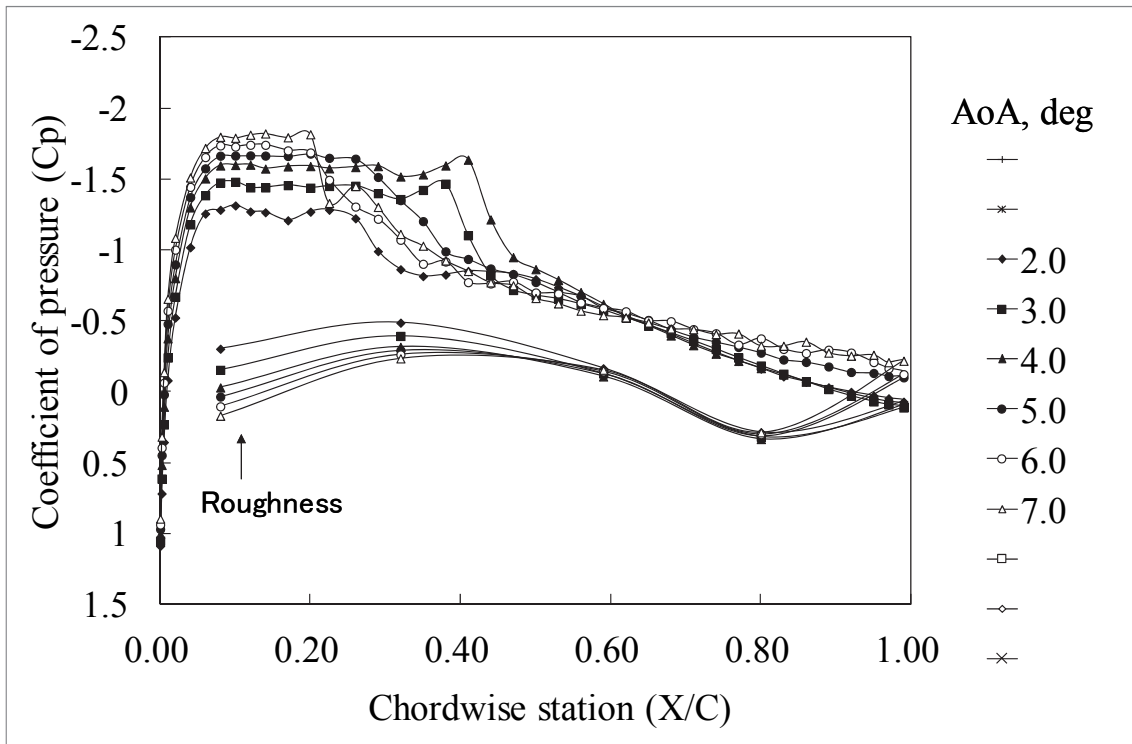


補正 AoA=5.52deg (補正あり)

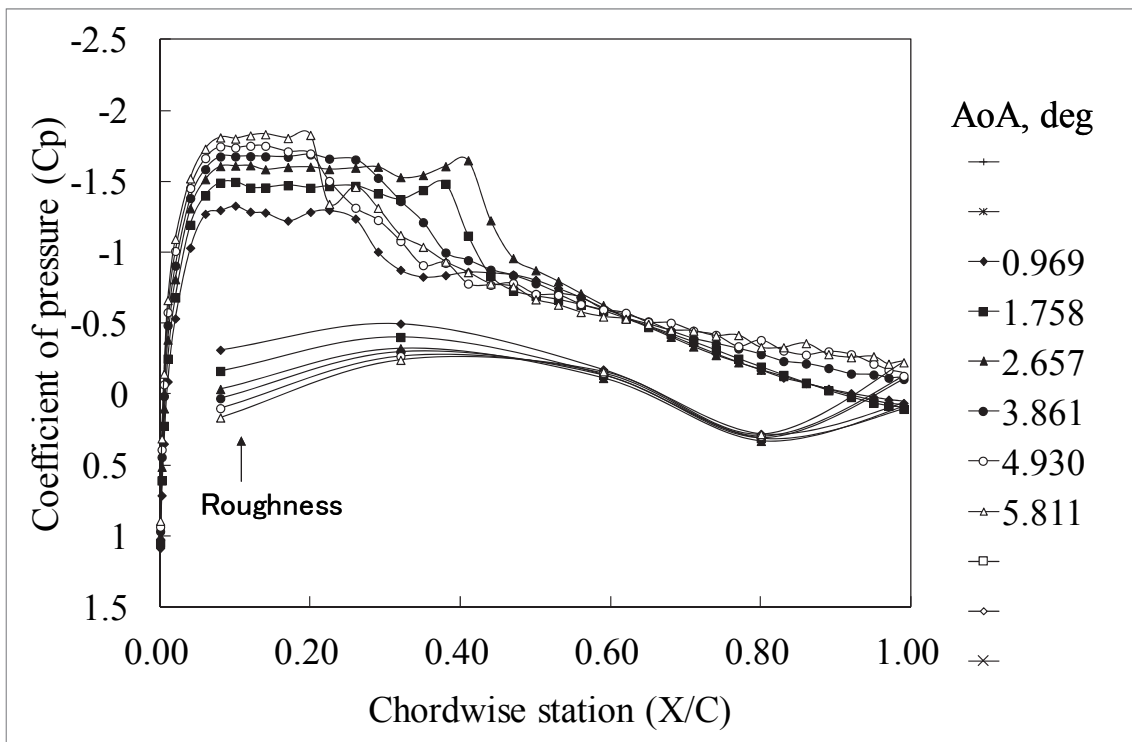
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-6 VG 形態, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$

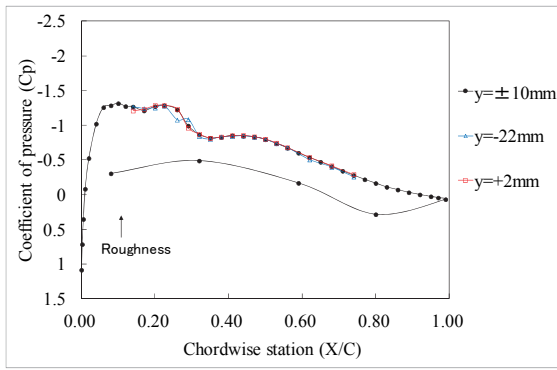


(a) 上下壁干渉補正なし

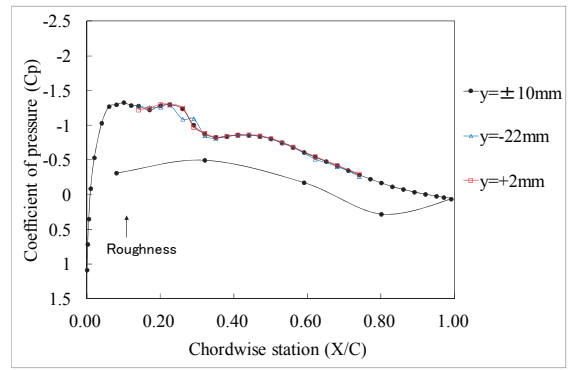


(b) 上下壁干渉補正あり

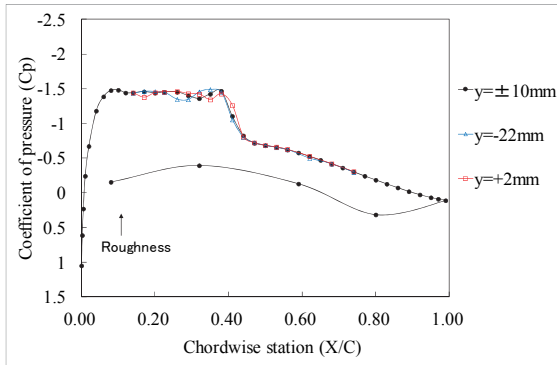
図 D-7 VG 形態, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=96\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5\text{M}$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面)



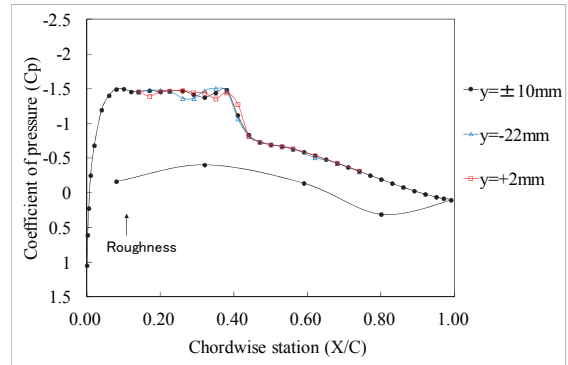
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



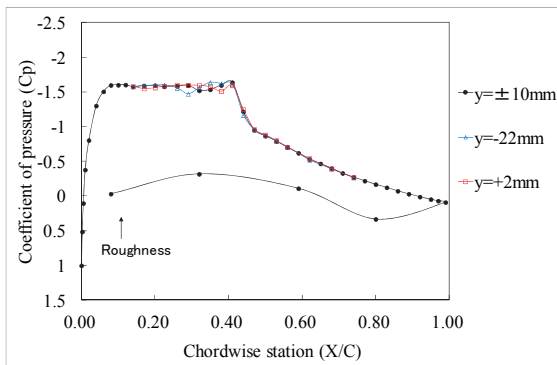
補正 AoA=0.97deg (補正あり)



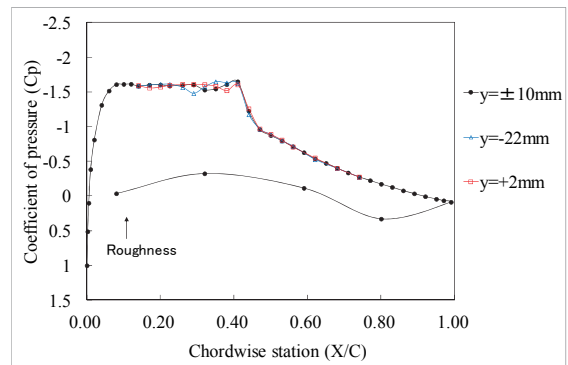
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



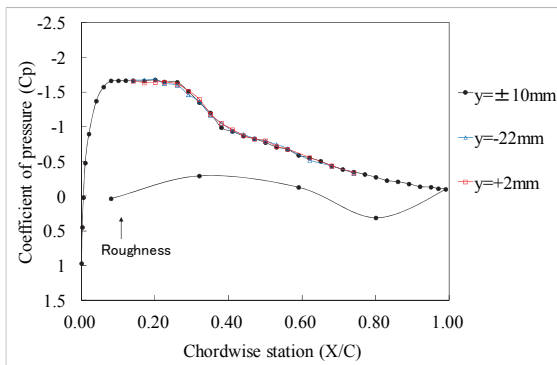
補正 AoA=1.76deg (補正あり)



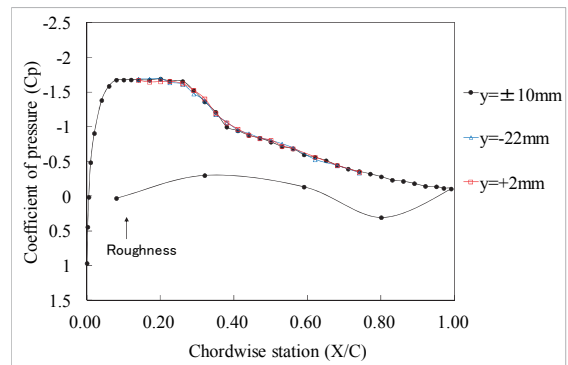
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



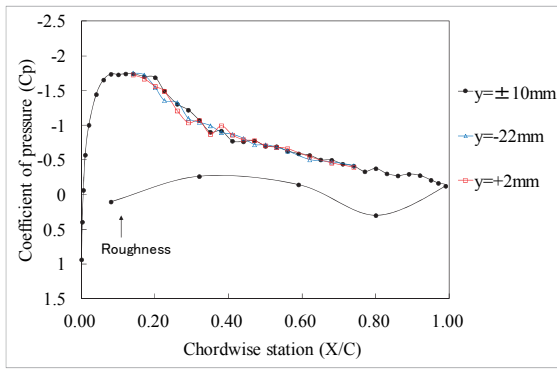
補正 AoA=2.66deg (補正あり)



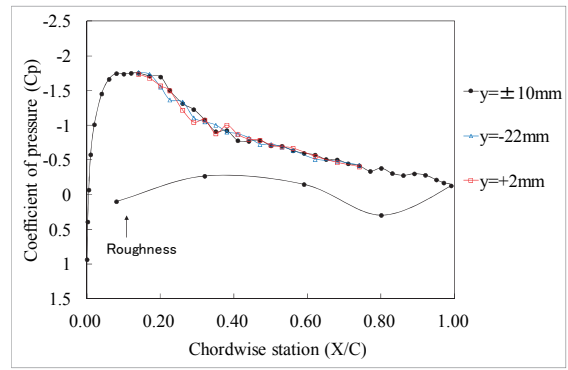
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



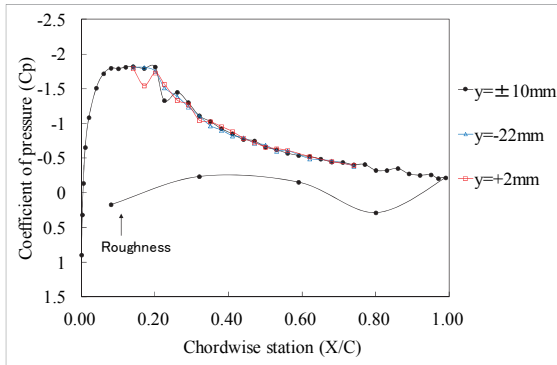
補正 AoA=3.86deg (補正あり)



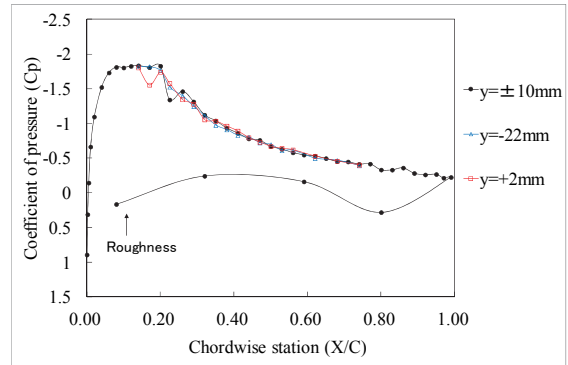
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



補正 AoA=4.93deg (補正あり)



設定 AoA=7.0deg (補正なし)

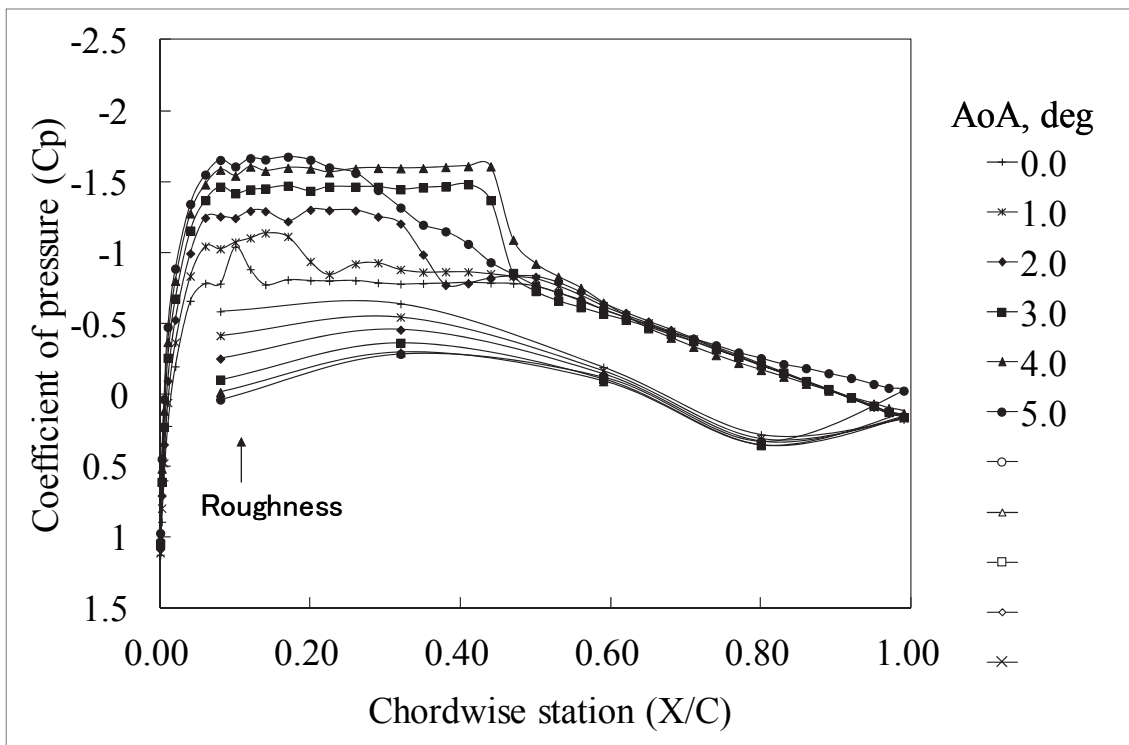


補正 AoA=5.81deg (補正あり)

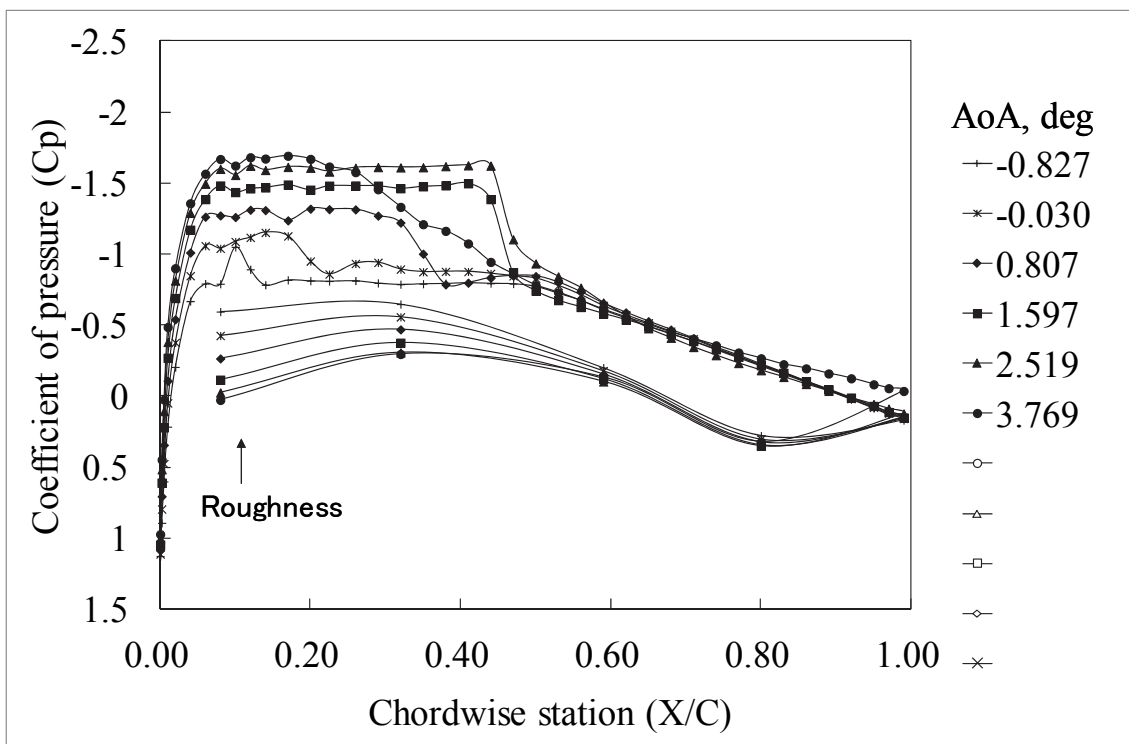
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-7 VG 形態, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=96\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$

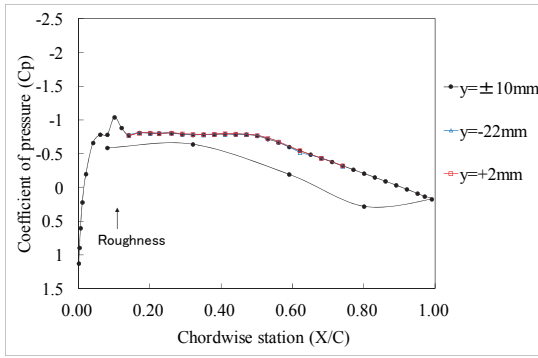


(a) 上下壁干渉補正なし

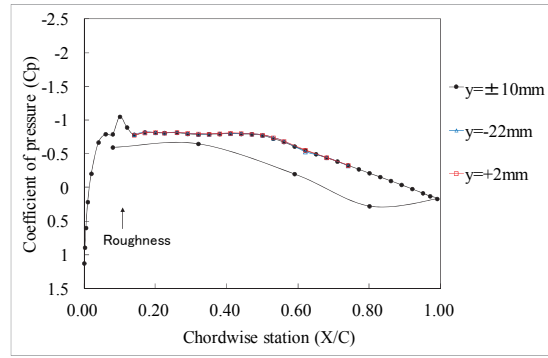


(b) 上下壁干渉補正あり

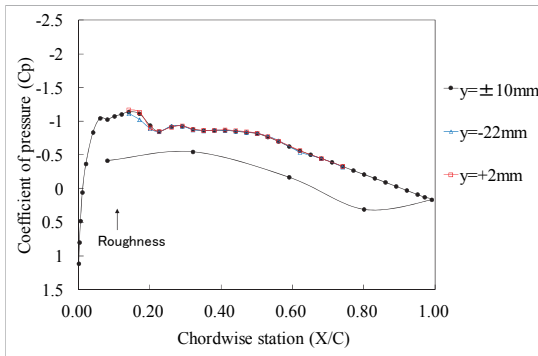
図 D-8 VG なし形態 $Re=10M$, $M=0.70$, $y=+10mm$ (上面), $y=-10mm$ (下面)



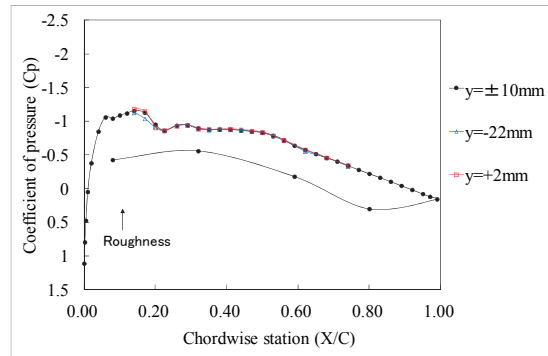
設定 AoA=0.0deg (補正なし)



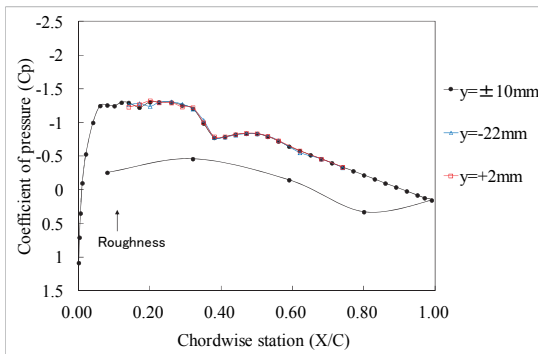
補正 AoA=-0.83deg (補正あり)



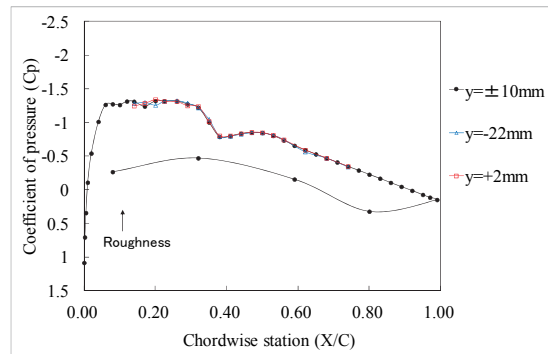
設定 AoA=1.0deg (補正なし)



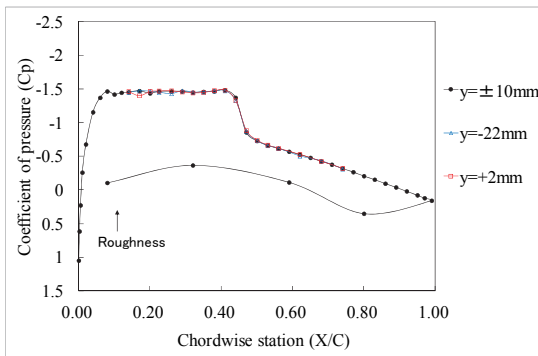
補正 AoA=-0.03deg (補正あり)



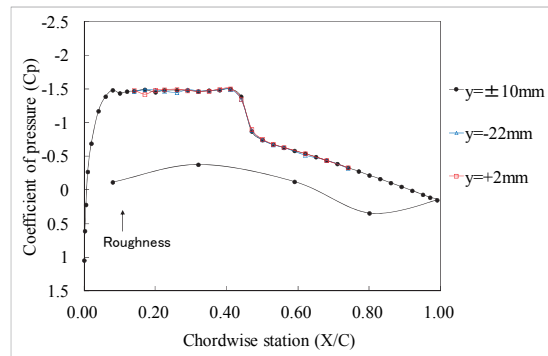
設定 AoA=2.0deg (補正なし)



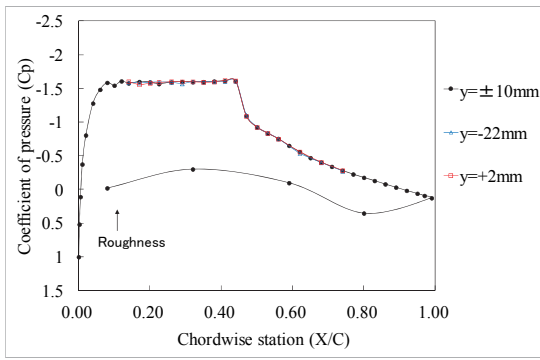
補正 AoA=0.81deg (補正あり)



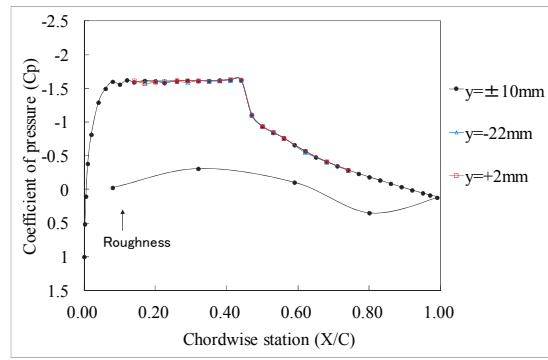
設定 AoA=3.0deg (補正なし)



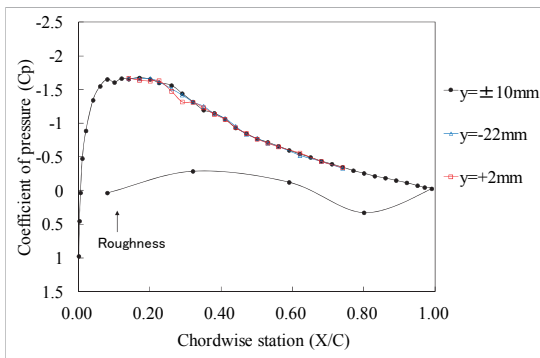
補正 AoA=1.60deg (補正あり)



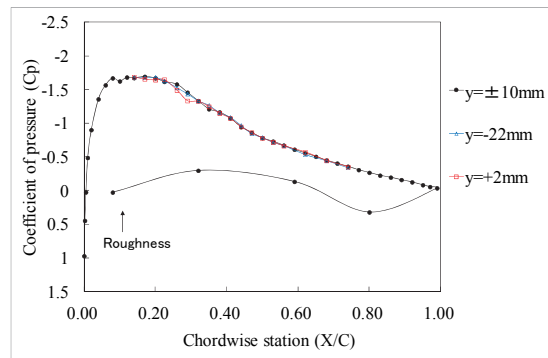
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



補正 AoA=2.52deg (補正あり)



設定 AoA=5.0deg (補正なし)

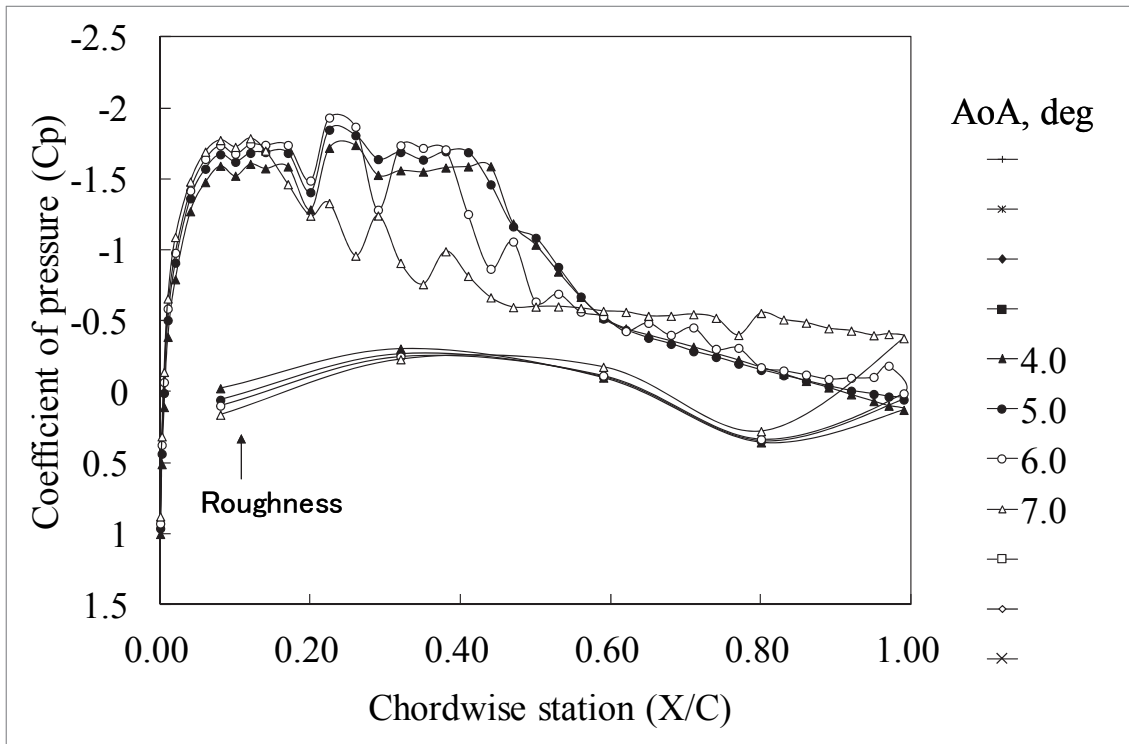


補正 AoA=3.77deg (補正あり)

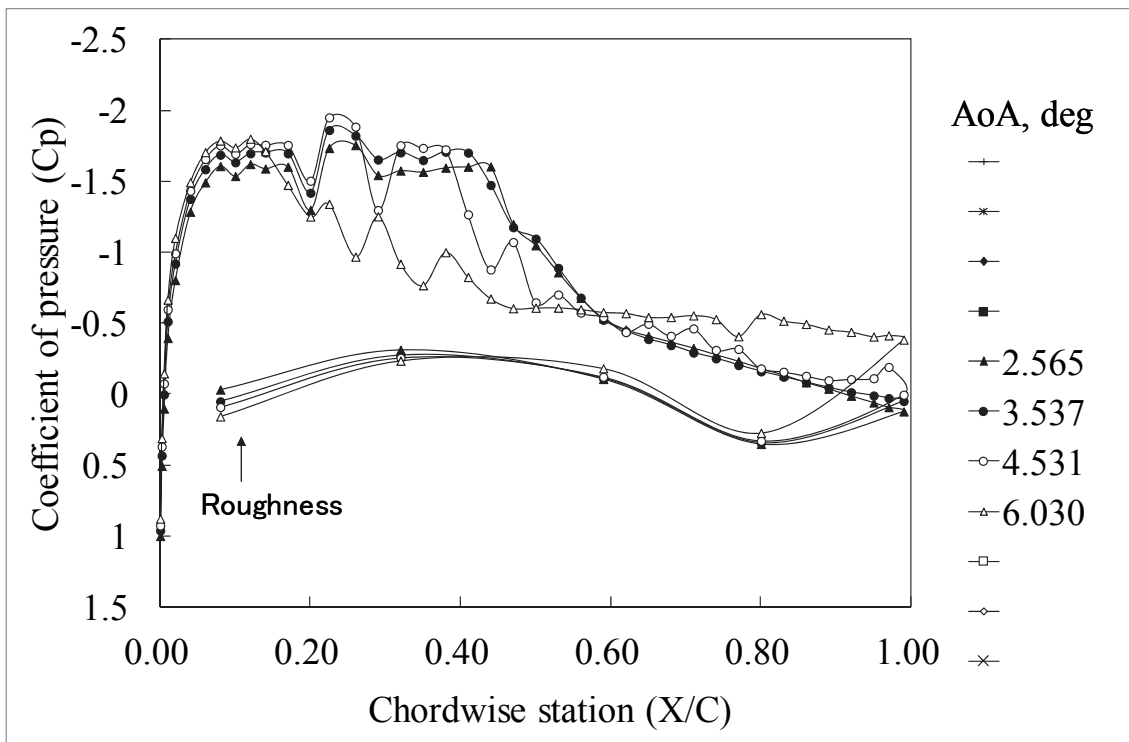
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-8 VG なし形態 Re=10M, M=0.70

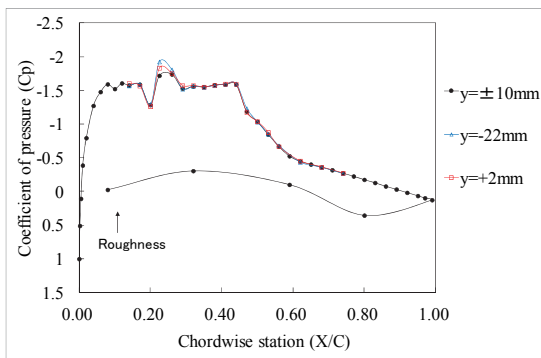


(a) 上下壁干渉補正なし

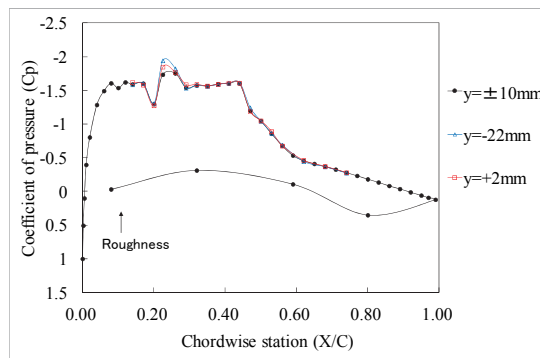


(b) 上下壁干渉補正あり

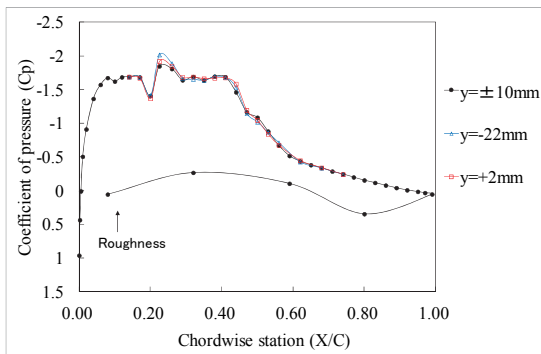
図 D-9 VG 形態, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=10M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面)



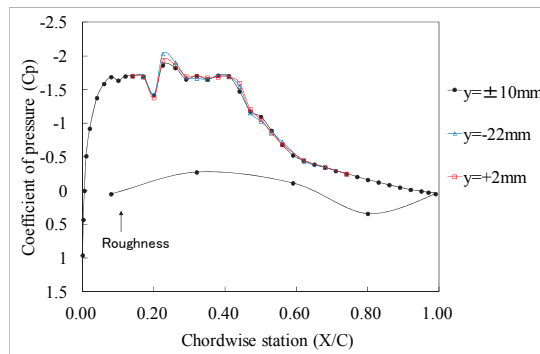
設定 AoA=4.0deg (補正なし)



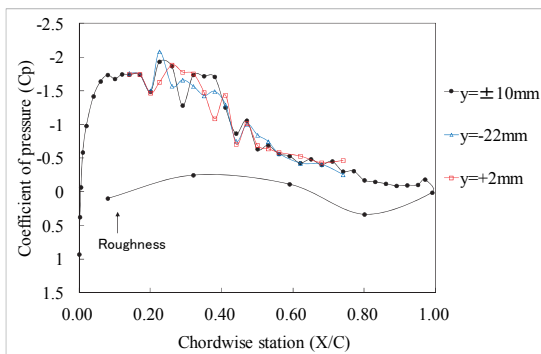
補正 AoA=2.57deg (補正あり)



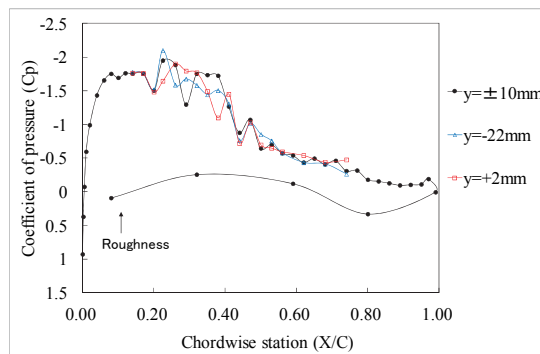
設定 AoA=5.0deg (補正なし)



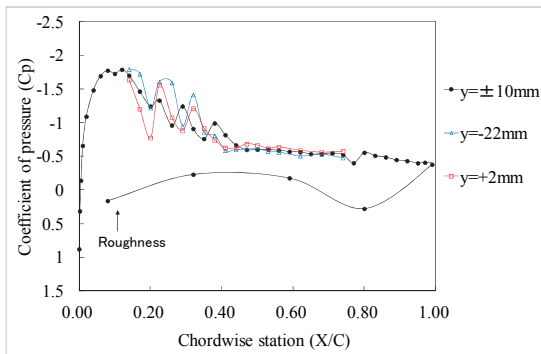
補正 AoA=3.54deg (補正あり)



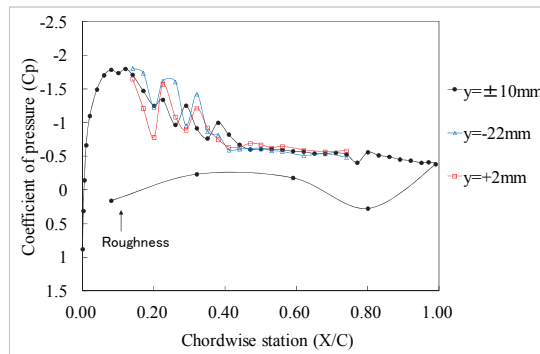
設定 AoA=6.0deg (補正なし)



補正 AoA=4.53deg (補正あり)



設定 AoA=7.0deg (補正なし)

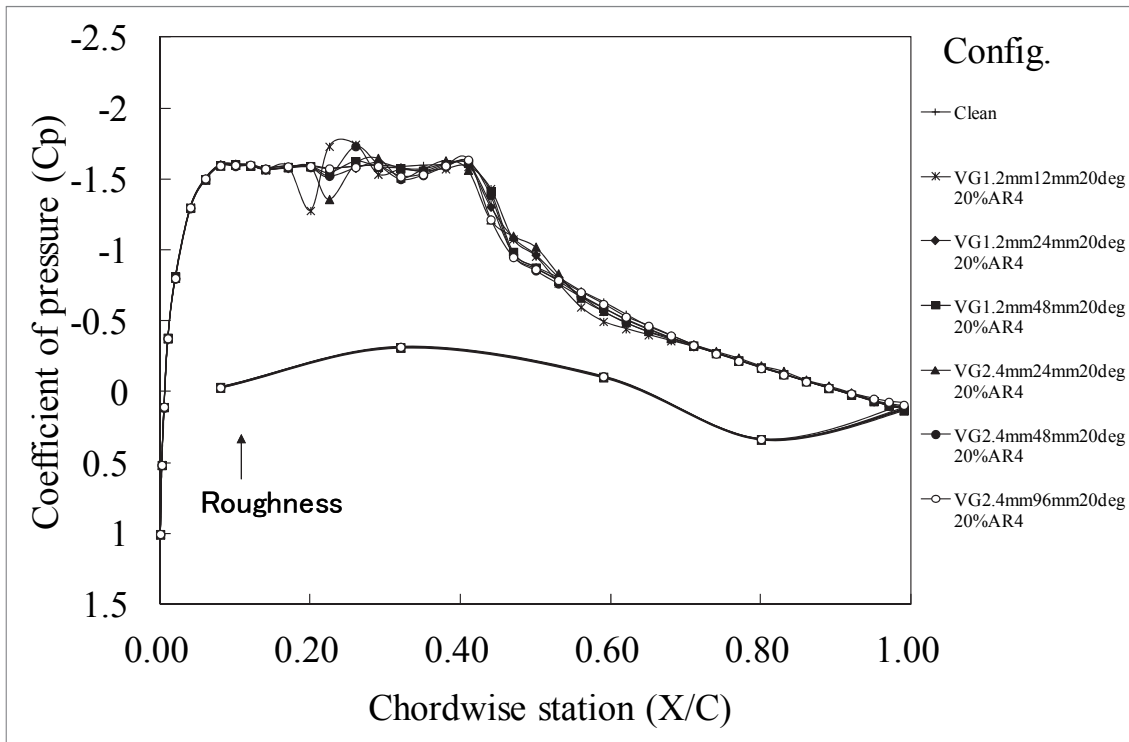


補正 AoA=6.03deg (補正あり)

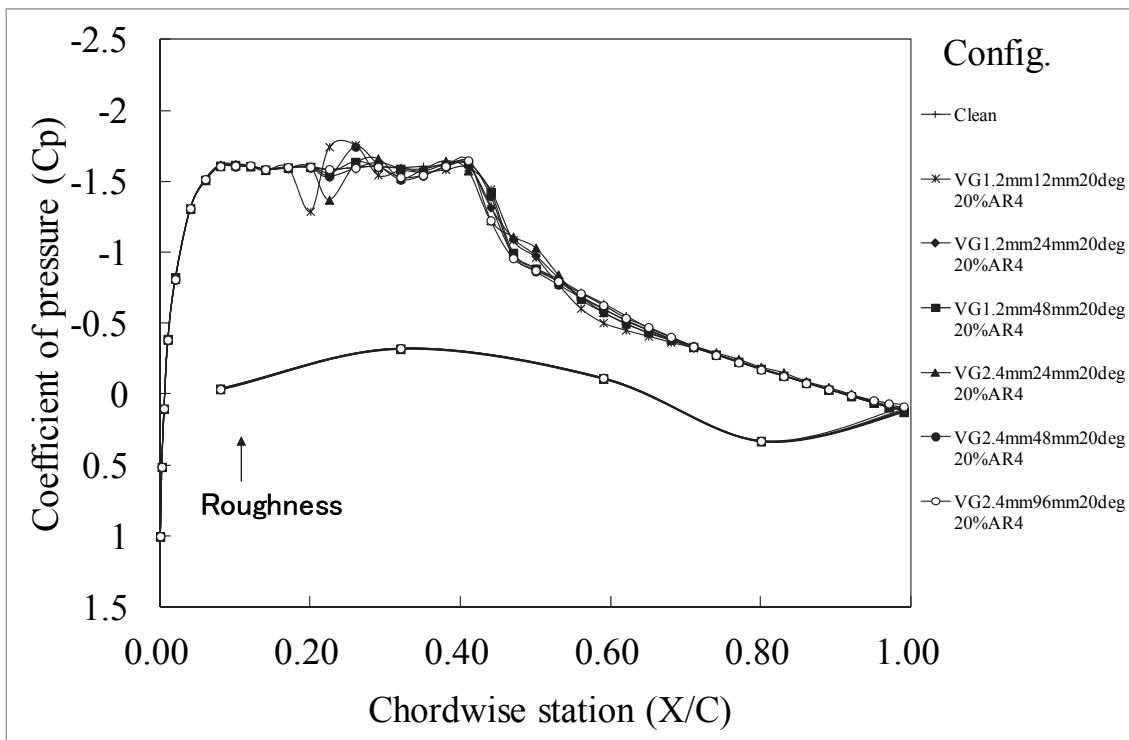
(c) 各圧力孔列の圧力係数 (補正なし)

(d) 各圧力孔列の圧力係数 (補正あり)

図 D-9 VG 形態, Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=10M, M=0.70

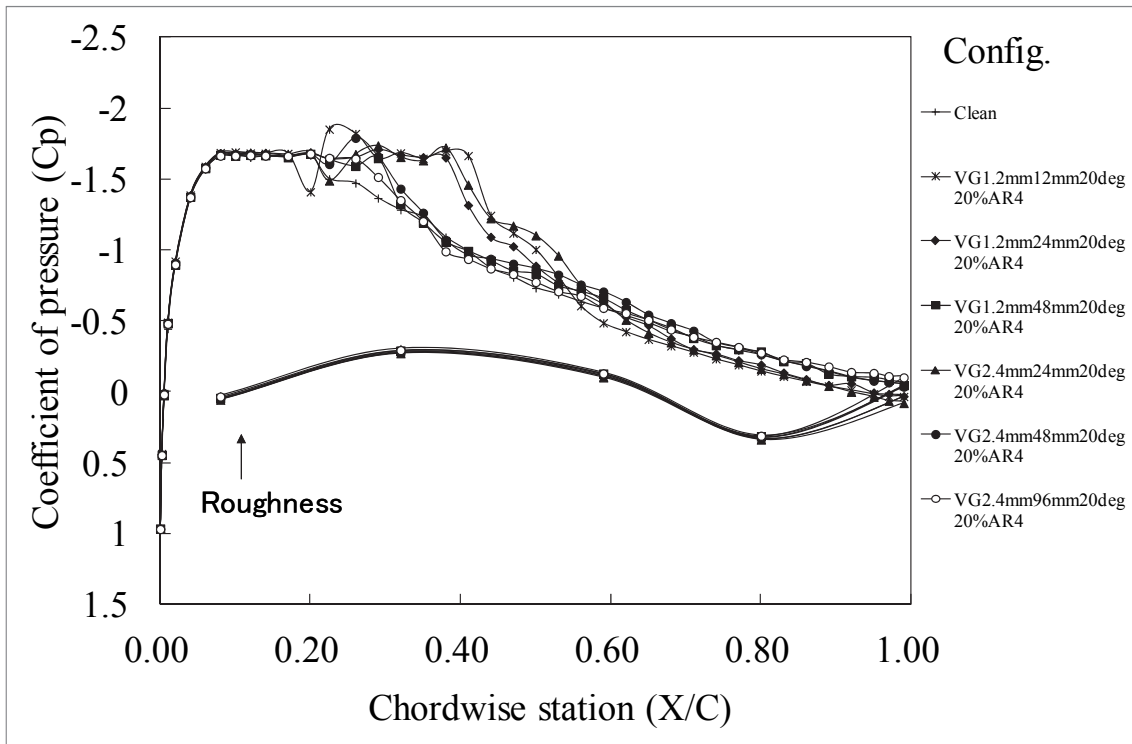


(a) 上下壁干渉補正なし

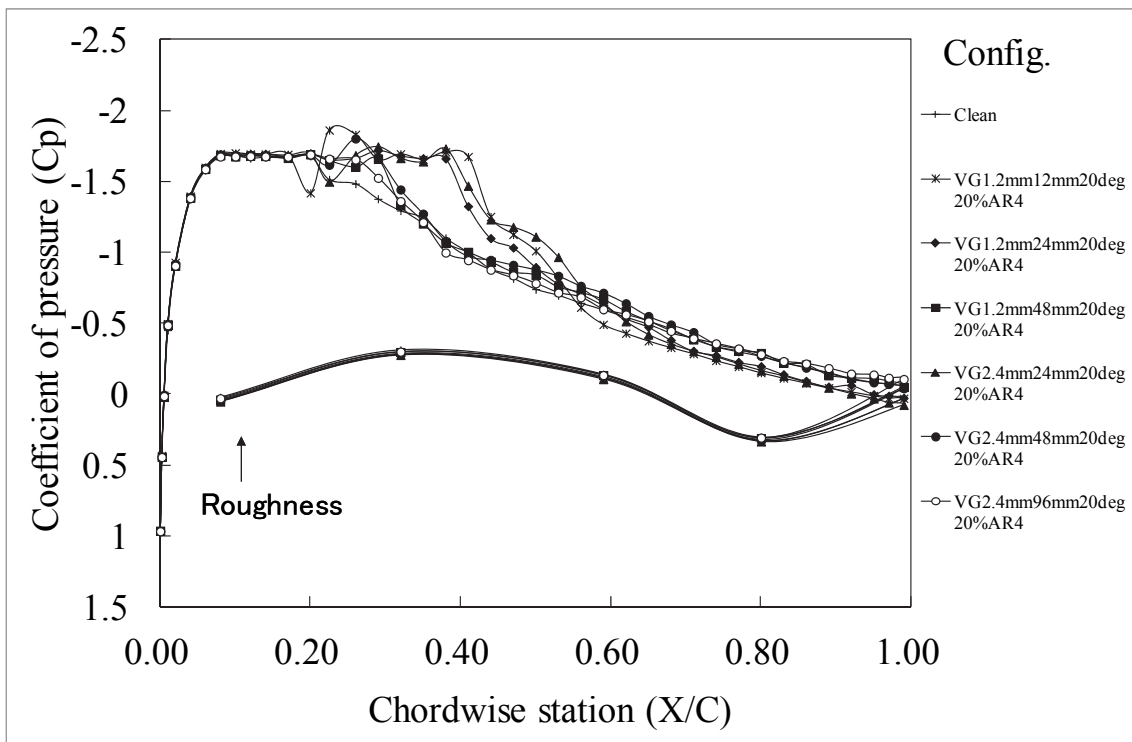


(b) 上下壁干渉補正あり

図 D-10 Clean 形態と VG 形態の比較 $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面), 設定 $AoA=4.0\text{deg}$

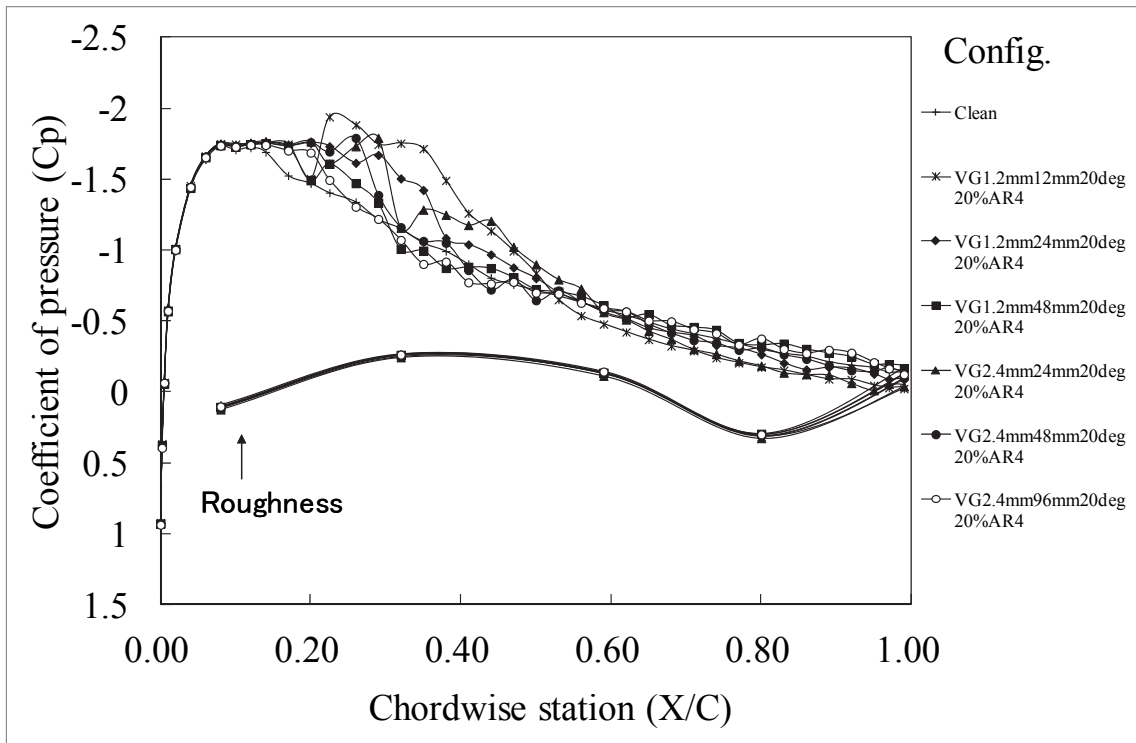


(a) 上下壁干渉補正なし

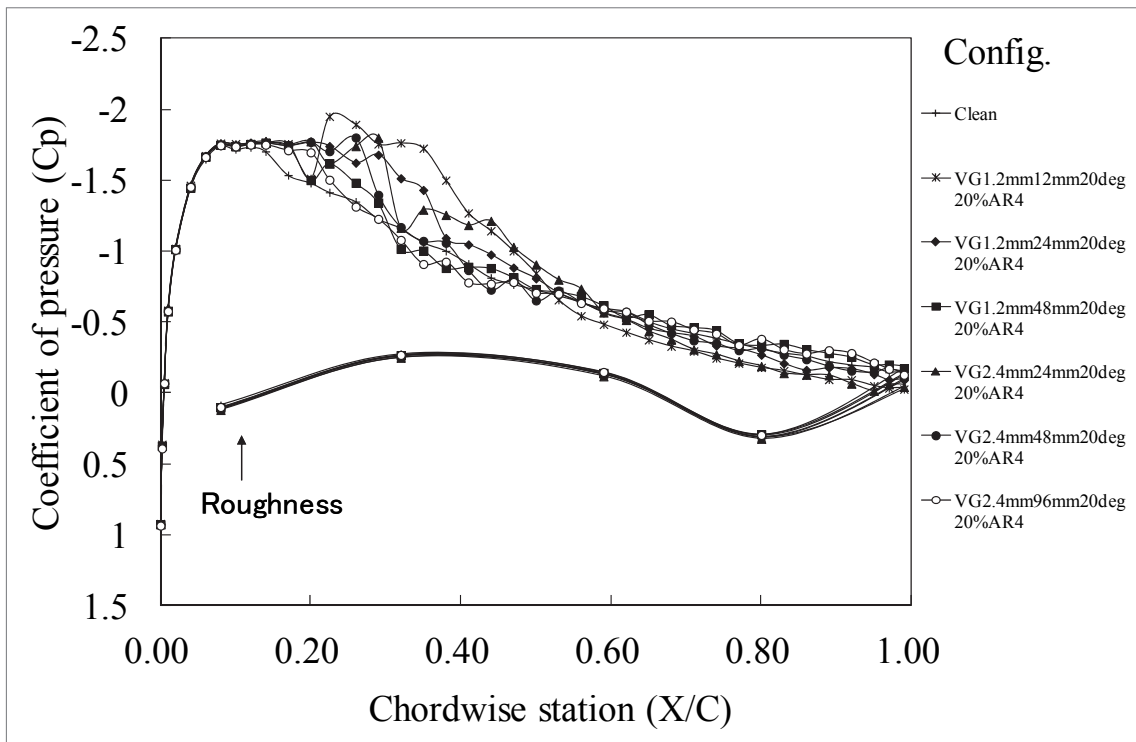


(b) 上下壁干渉補正あり

図 D-11 Clean 形態と VG 形態の比較 $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面), 設定 $AoA=5.0\text{deg}$

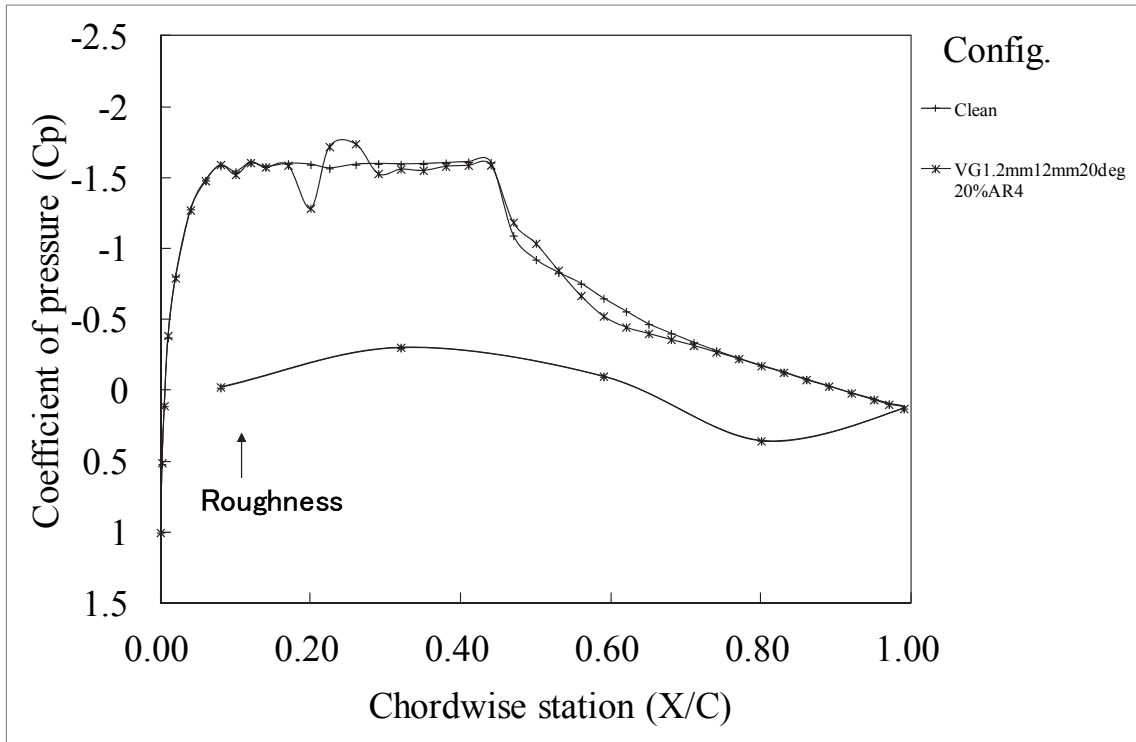


(a) 上下壁干渉補正なし

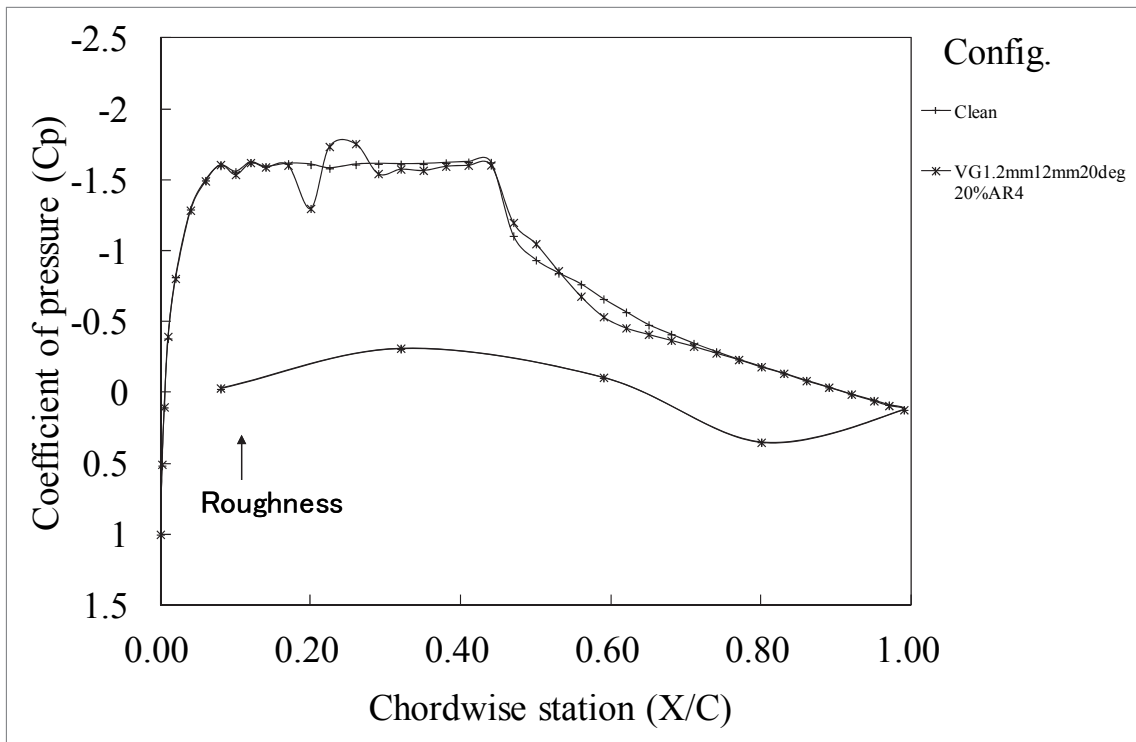


(b) 上下壁干渉補正あり

図 D-12 Clean 形態と VG 形態の比較 $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面), 設定 $AoA=6.0\text{deg}$

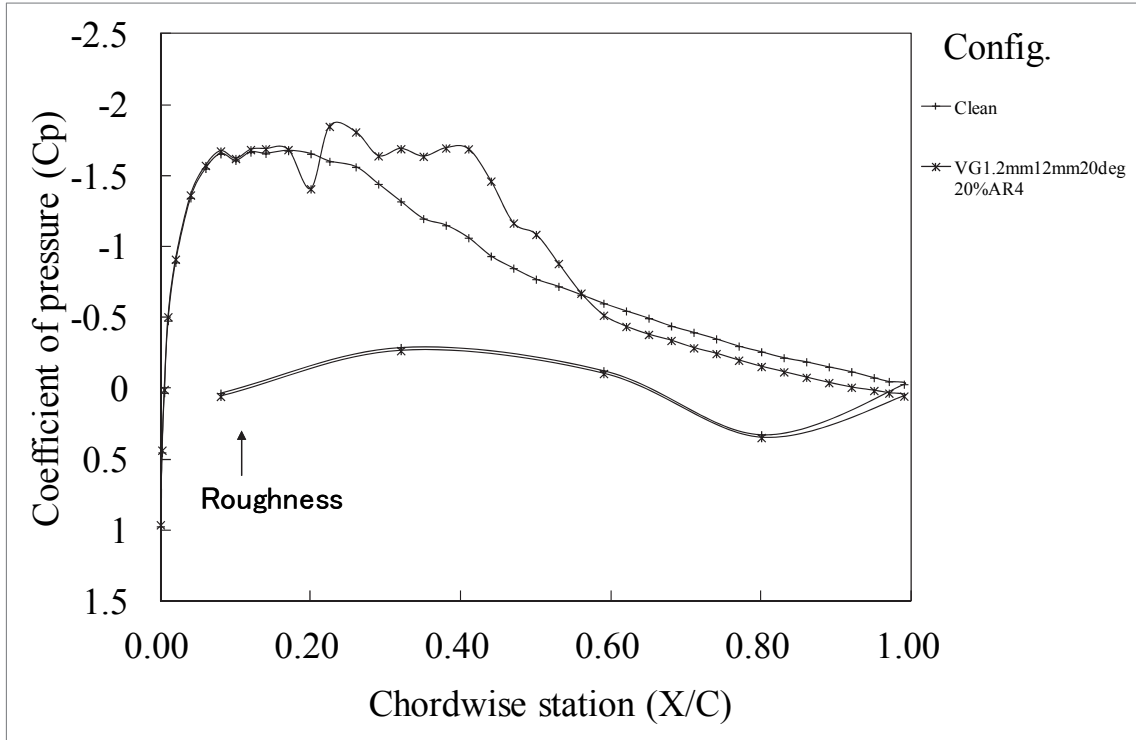


(a) 上下壁干渉補正なし

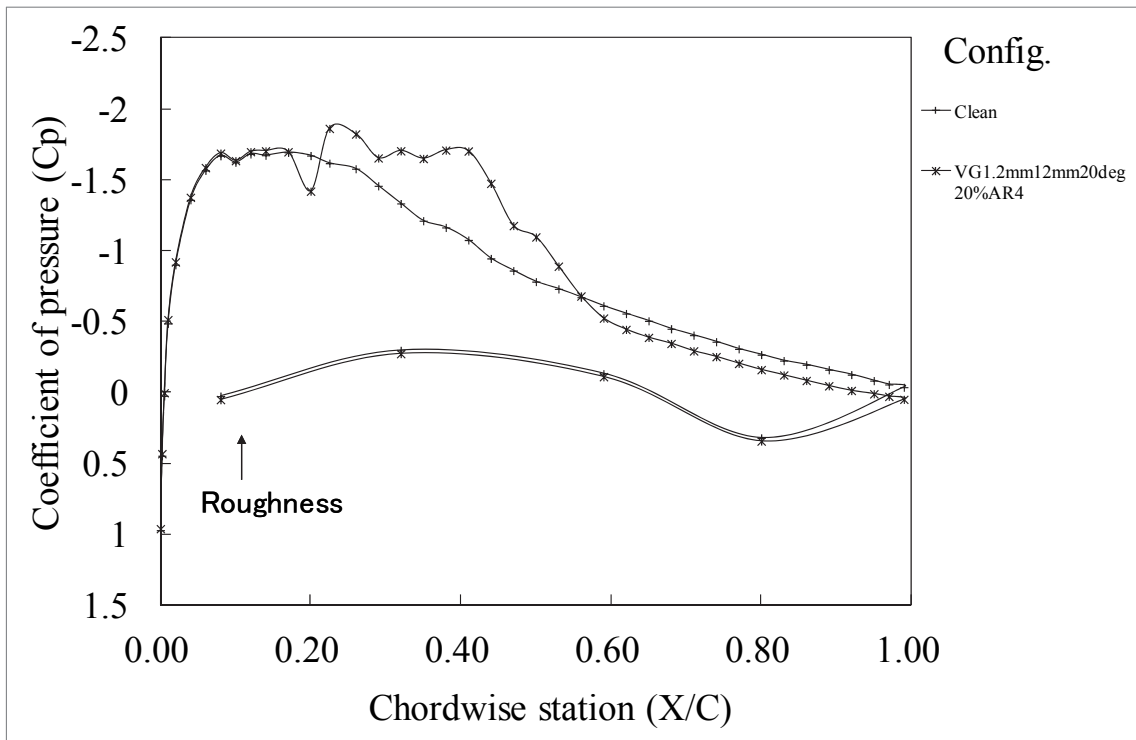


(b) 上下壁干渉補正あり

図 D-13 Clean 形態と VG 形態の比較 $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=10M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面), 設定 $AoA=4.0\text{deg}$



(a) 上下壁干渉補正なし



(b) 上下壁干渉補正あり

図 D-14 Clean 形態と VG 形態の比較 $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=10M$, $M=0.70$, $y=+10\text{mm}$ (上面), $y=-10\text{mm}$ (下面), 設定 $AoA=5.0\text{deg}$

Appendix (E) クリーン形態およびVG形態の空力係数

算出した C_L , C_M , C_D , C_{Dpress} を図 E-1 から図 E-12 に示す. 先の C_p 同様に, 壁干渉補正の影響を示すために, 壁干渉補正なしと壁干渉補正ありの両方の結果を示した. プロットの試験条件の表記には, 表 4-3 の試験条件の名称 (Configuration name) を使用した. 算出方法の説明の際に示したように, C_D は 2 つの異なる位置で計測した後流の総圧と後流の静圧に基づくものであり, 物理的な意味は曖昧である. また, C_M については, VG から発生する衝撃波や膨張波による局所的な変動が値を大きく変化させてしまい, VG と圧力孔との相対位置の影響が大きい. そのため, これら二つの物理量は, VG の効果を適切に示しているとは言い難い. そこで, C_D , C_M については参考値として示すにとどめ, 議論しない. ここでは図 E-1 と図 E-2 に示した AoA に対する C_L と図 E-10 と図 E-11 に示した C_{Dpress} に対する C_L の結果より VG の効果を述べる.

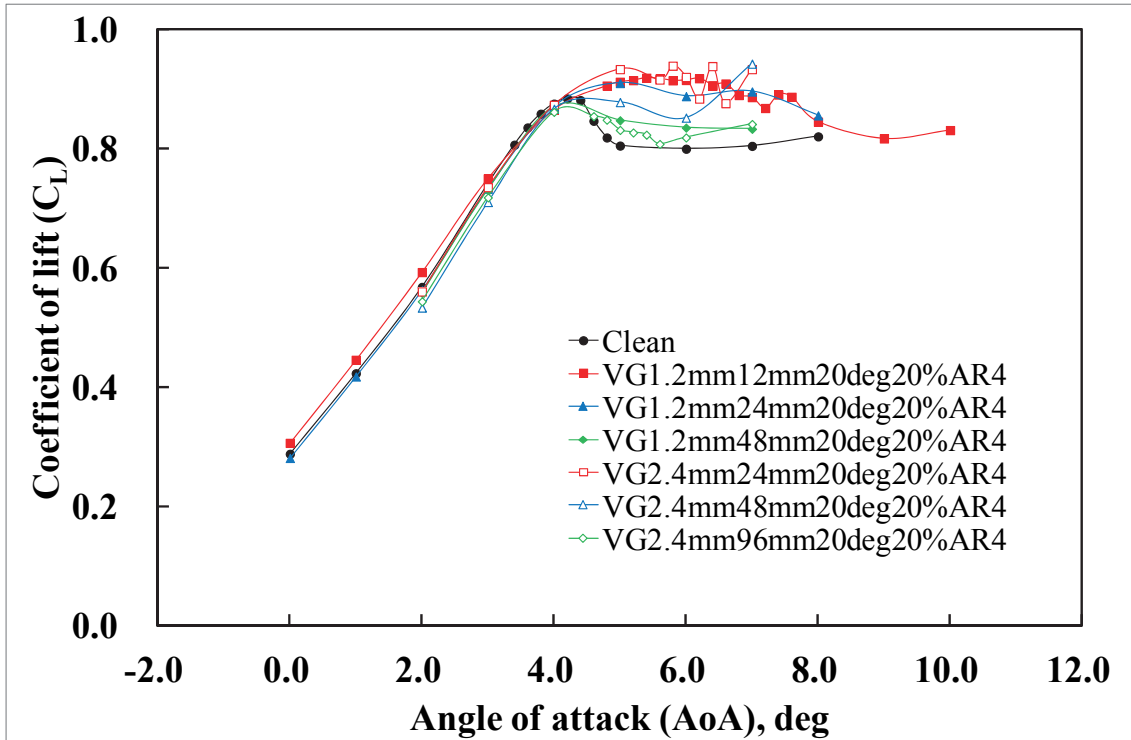
図 E-1 に着目すると, C_p の結果と同様に $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, 24mm (VG1.2mm12mm20deg20%AR4, VG1.2mm24mm20deg20%AR4) と $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$ (VG2.4mm24mm20deg20%AR4) での VG の効果が顕著である. これら 3 条件では計測したいずれの迎角でもクリーン形態より高い C_L をとり, バフエット開始の迎角も高い. 次いで, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$ (VG2.4mm48mm20deg20%AR4) の C_L が高い. $D_v/H_v=40$ のケースである $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$ (VG1.2mm48mm20deg20%AR4) や $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=96\text{mm}$ (VG2.4mm96mm20deg20%AR4) の VG の効果は明確ではなく, 設定 AoA=5deg 付近の C_L は, クリーン形態の C_L に近い値である. 図 E-1 には, 壁干渉補正ありの結果も示すが, これらの VG 効果の優劣は, 壁干渉補正を考慮しても変わらない.

図 E-2 は, Clean 形態と $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$ (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) の $Re=5M$ と $10M$ の比較である. まず, Clean 形態間を比較すると, $Re=10M$ の方が, $Re=5M$ よりも, わずかながら C_L が高い. Reynolds 数が高くなったことにより境界層が薄くなったことが影響していると考えられる. $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$ (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) の VG は $Re=10M$ でも明らかに C_L の急低下を抑えるのに有効である. 図 E-2 の $Re=10M$ でも, Clean 形態における設定 AoA=5deg 付近での C_L の急低下は VG により抑えられている.

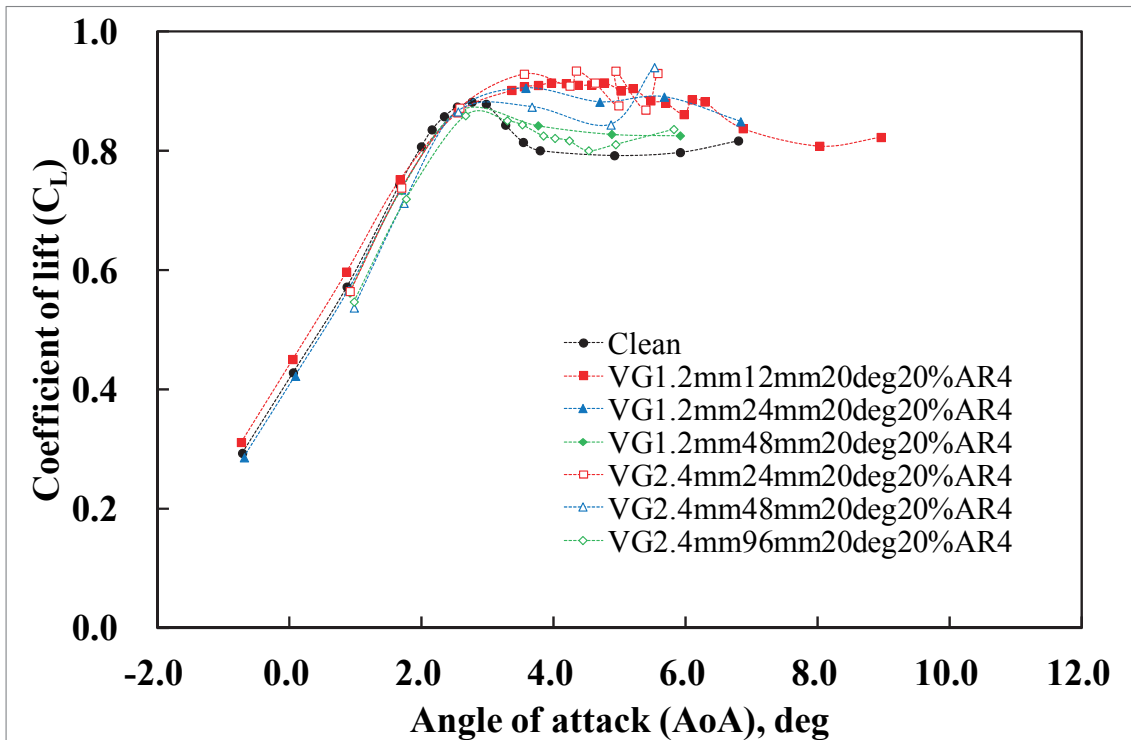
VG 効果の Reynolds 数による差異は, 設定 AoA=6deg 付近であらわれる. $Re=5M$ では C_L の低下は設定 AoA=8deg 付近であるが, $Re=10M$ では設定 AoA=6deg で C_L が急低下する. C_L が急低下する C_p 分布図, 例えば, 図 D-2 の設定 AoA=8deg や図 D-9 の設定 AoA=6deg に着目すると, 翼上面の C_p は $X/C=0.2$ 付近から増加し, 振動する衝撃波が VG まで到達していることが分かる. 設定 AoA が 1deg 低い条件では, VG 由来の衝撃波による C_p 分布が明瞭であり, 振動する衝撃波が VG まで到達していない. つまり, 少なくとも図 E-2 で示した VG の条件では, VG 位置まで振動する衝撃波が到達すると C_L が急低下する. $Re=10M$ では $Re=5M$ に比べて境界層外の VG の高さは高くなる. その結果, $Re=10M$ の VG の方が $Re=5M$ の VG よりも振動する衝撃波と干渉しやすく, 振動する衝撃波をひきつけやすい状態であると考えられる. $Re=10M$ の方が $Re=5M$ よりも低い設定 AoA で C_L が急低下するのは, $Re=10M$ では境界層外の VG 高さが高くなり, 振動する衝撃波が VG に引き付けられやすくなったためと考えられる.

図 E-11 や図 E-12 の圧力抗力係数 C_{Dpress} に対する揚力係数 C_L の図からも, 上述の

VG 効果の優劣を確認できる。VG の効果は、 $Dv/Hv=10$ の $Hv=1.2\text{mm}$, $Dv=12\text{mm}$ や、 $Hv=2.4\text{mm}$, $Dv=24\text{mm}$ (VG1.2mm12mm20deg20%AR4, VG2.4mm24mm20deg20%AR4) と $Hv=1.2\text{mm}$, $Dv=24\text{mm}$ (VG1.2mm24mm20deg20%AR4) で明瞭である。次いで、 $Hv=2.4\text{mm}$, $Dv=48\text{mm}$ (VG2.4mm48mm20deg20%AR4) の C_L が高く、 $Dv/Hv=40$ (VG1.2mm48mm20deg20%AR4, VG2.4mm96mm20deg20%AR4) もわずかではあるが Clean 形態に対して C_L は高い。 C_{Dpress} が 0.04 付近までの結果において、VG が存在することによる抵抗の増分を踏まえ揚抗比を比較したいところではあるが、圧力孔列と VG の相対的な位置関係の影響が C_{Dpress} に強くあらわれてしまうため、ここではそのような比較は行わないものとする。図 E-12 からは、 C_{Dpress} が 0.04 付近までは $Re=10M$ の C_L の方が $Re=5M$ の C_L よりも高く、 $C_{Dpress}=0.05$ から 0.10 では、 $Re=10M$ の C_L が急低下していることが分かる。

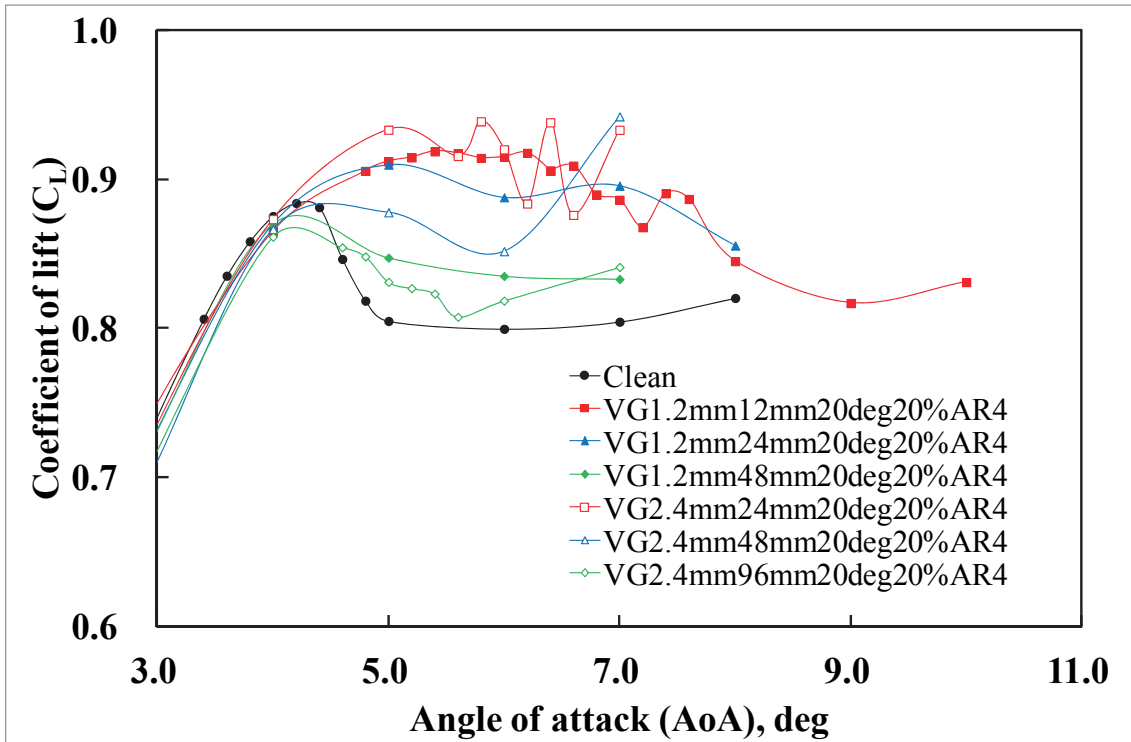


(a) 迎角(AoA)-揚力係数(C_L)-VG 効果(上下壁干渉補正なし)

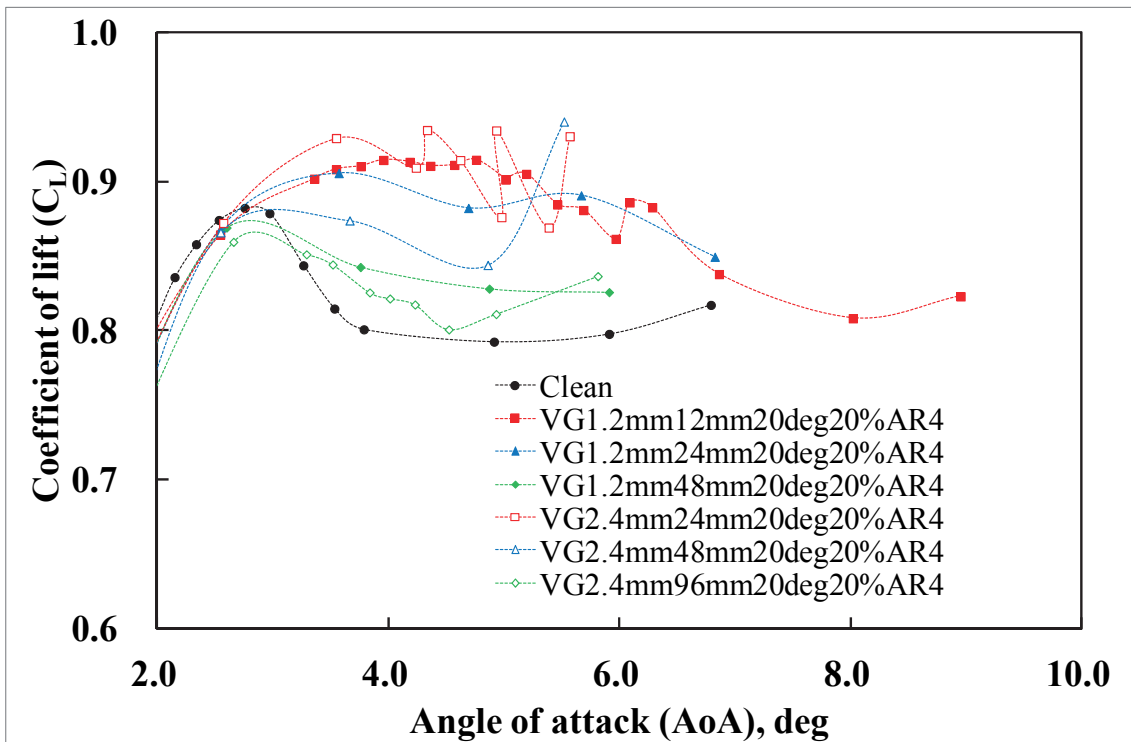


(b) 迎角(AoA)-揚力係数(C_L)-VG 効果(上下壁干渉補正あり)

図 E-1 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-揚力係数(C_L)に関する比較

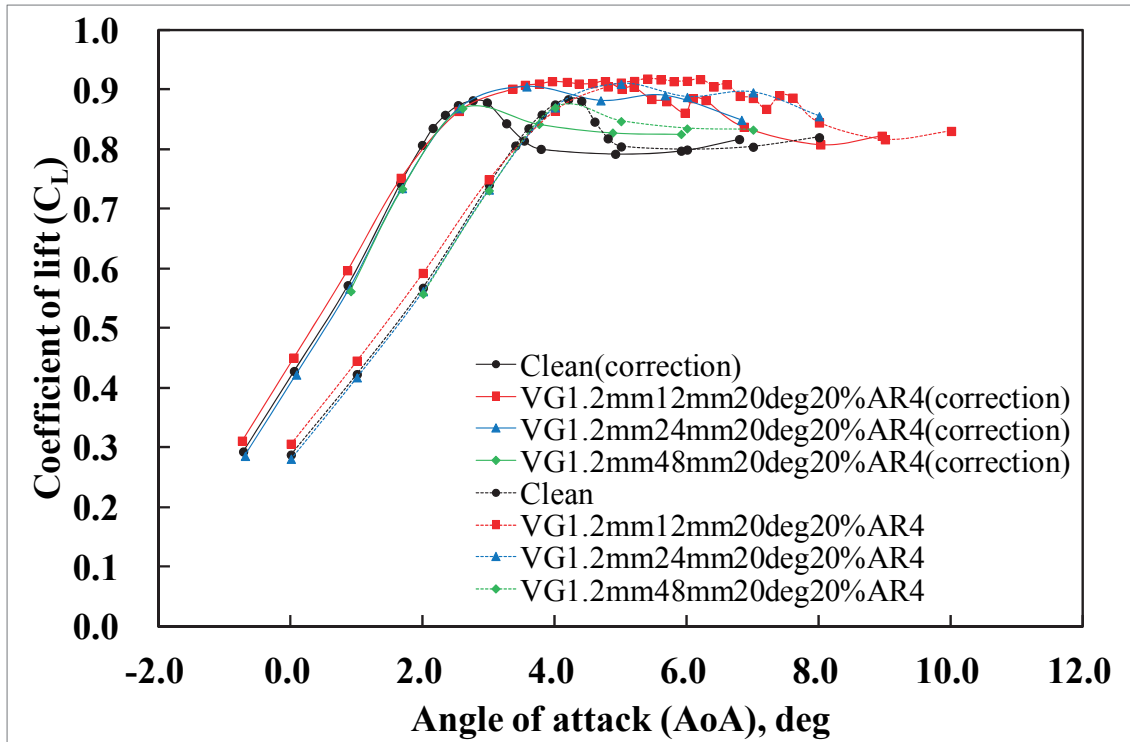


(c) 迎角(AoA)-揚力係数(C_L)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正なし)



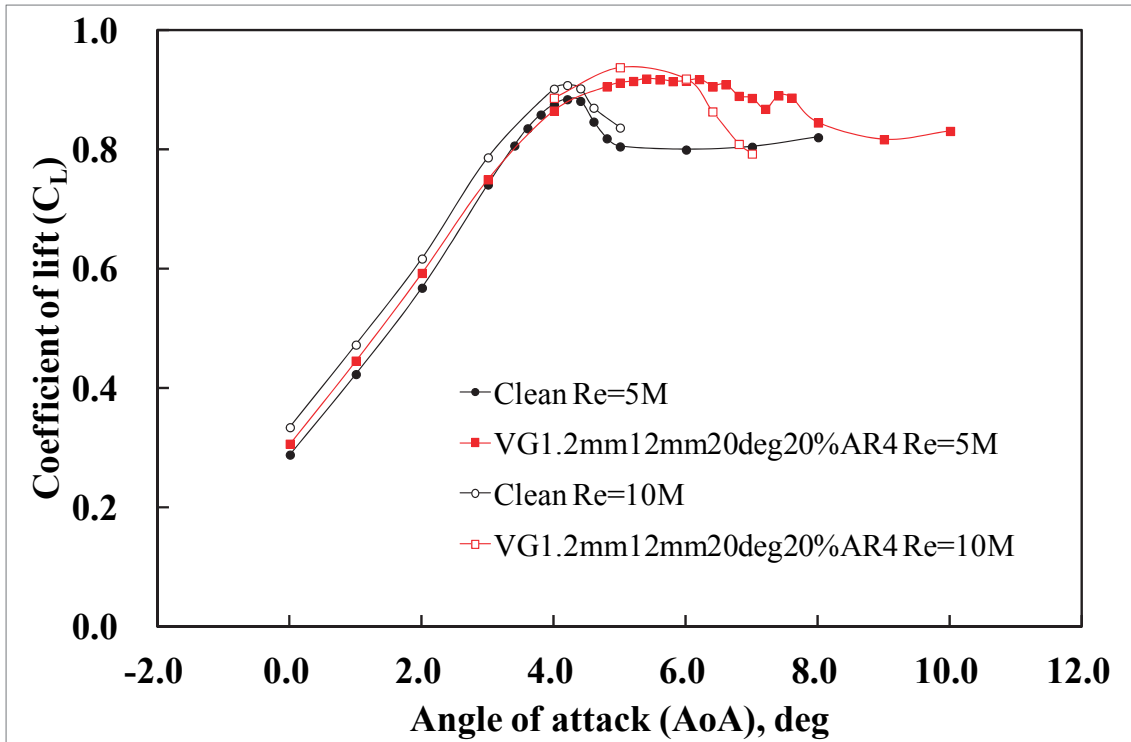
(d) 迎角(AoA)-揚力係数(C_L)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正あり)

図 E-1 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-揚力係数(C_L)に関する比較

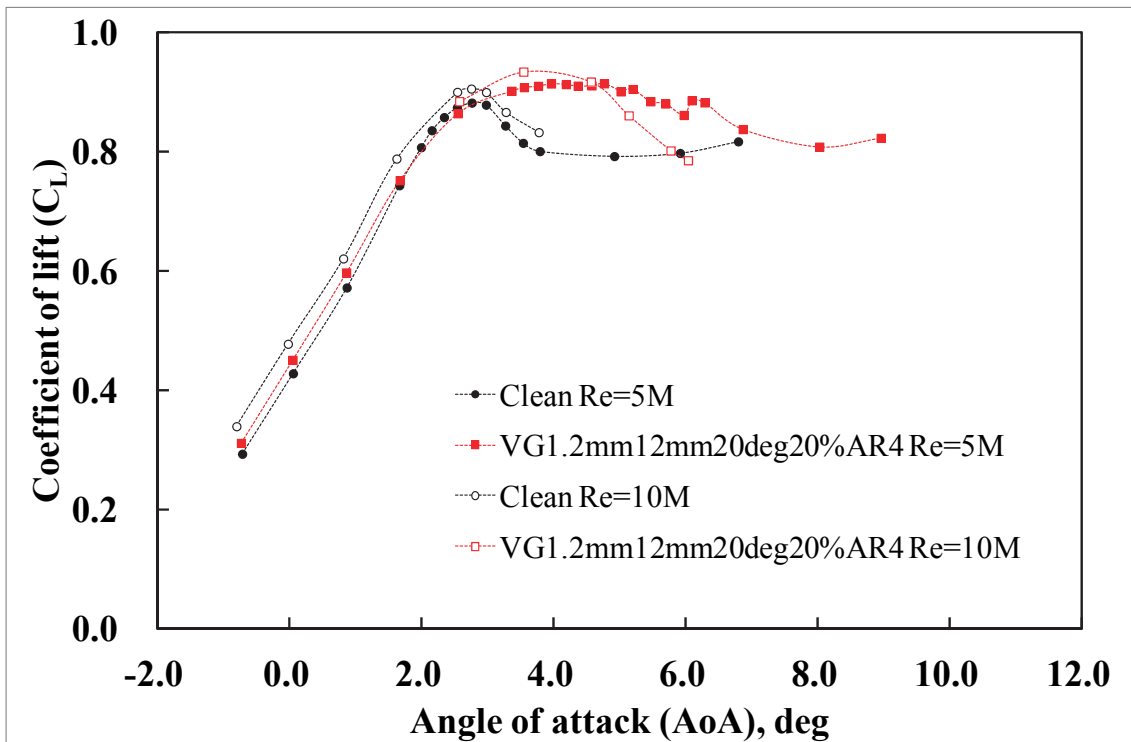


(e) 迎角(AoA)-揚力係数(C_L)-VG 効果(上下壁干渉補正の有無を比較)

図 E-1 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-揚力係数(C_L)に関する比較

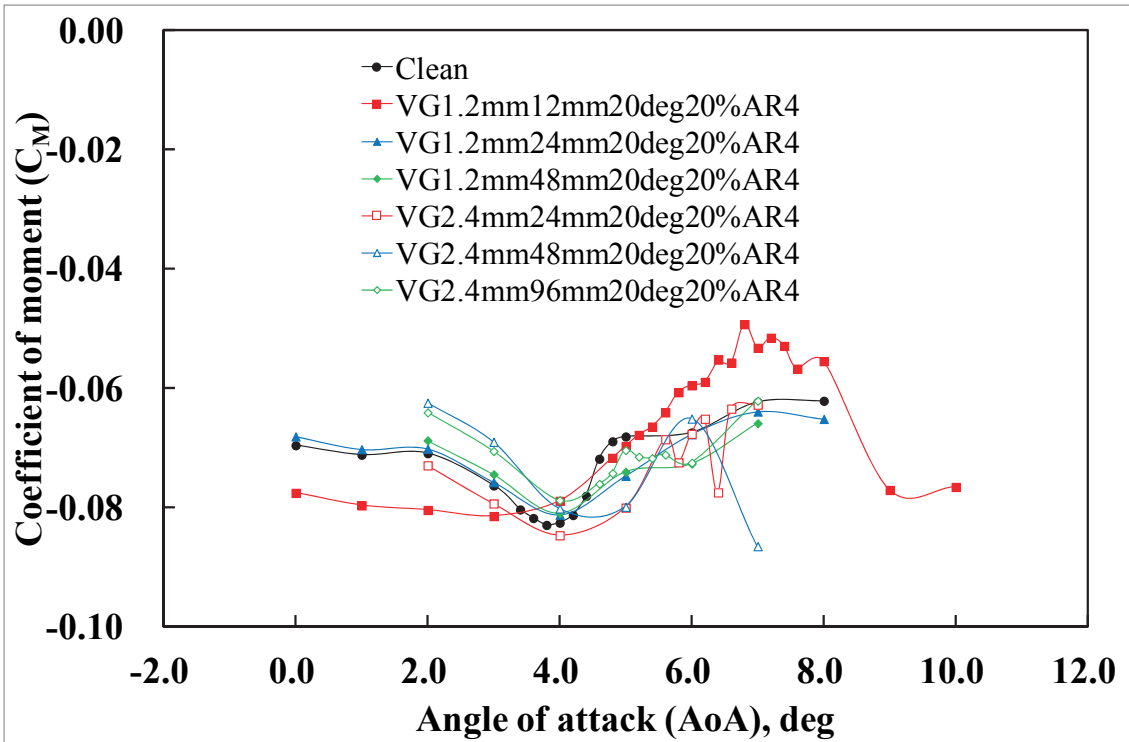


(a) 迎角(AoA)-揚力係数(C_L)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正なし)

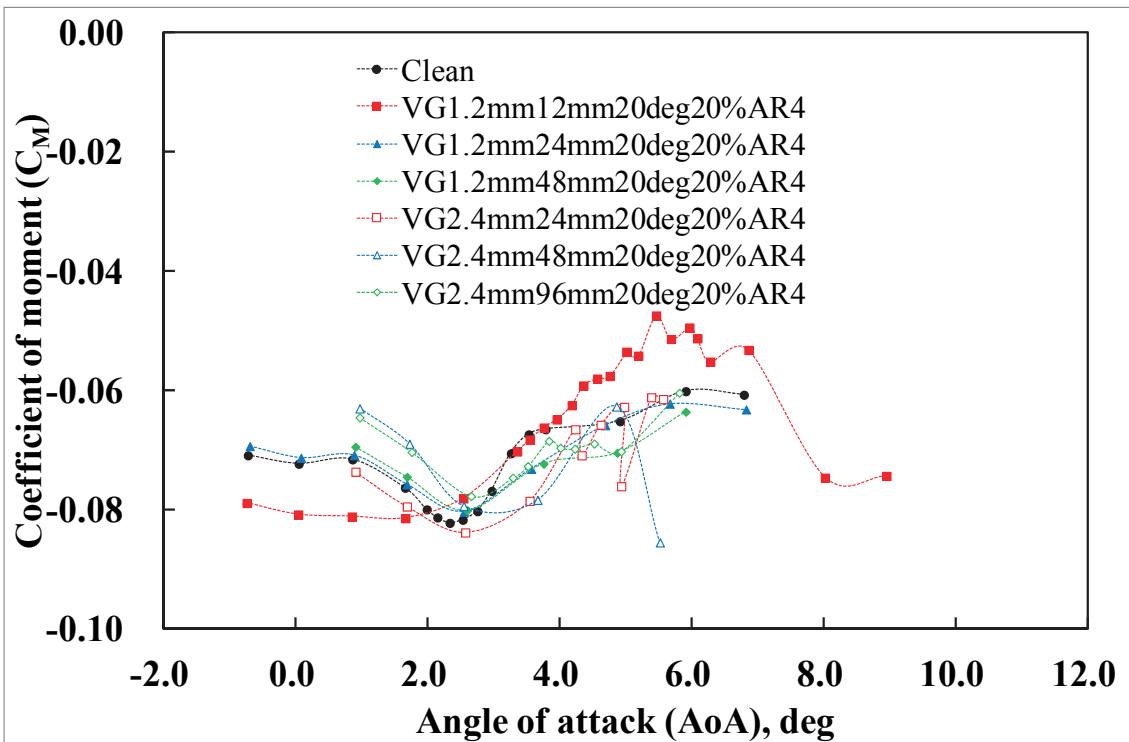


(b) 迎角(AoA)-揚力係数(C_L)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正あり)

図 E-2 Clean 形態と各 VG 形態の揚力係数(C_L)比較における Re 数効果

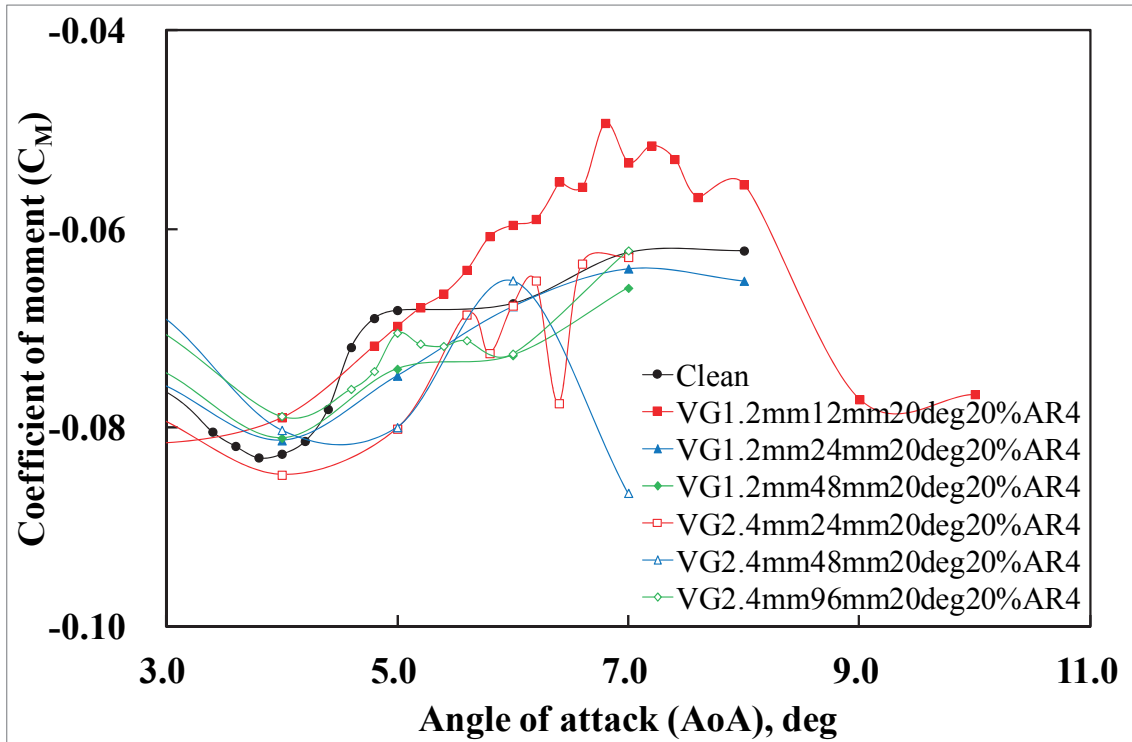
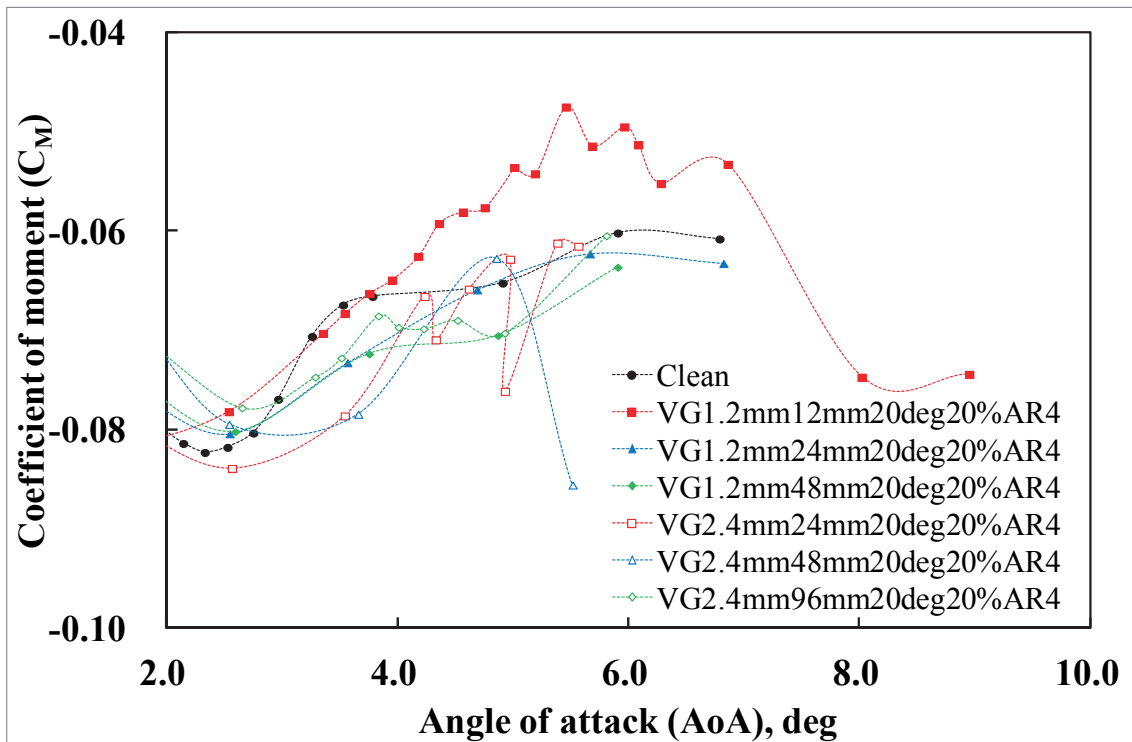


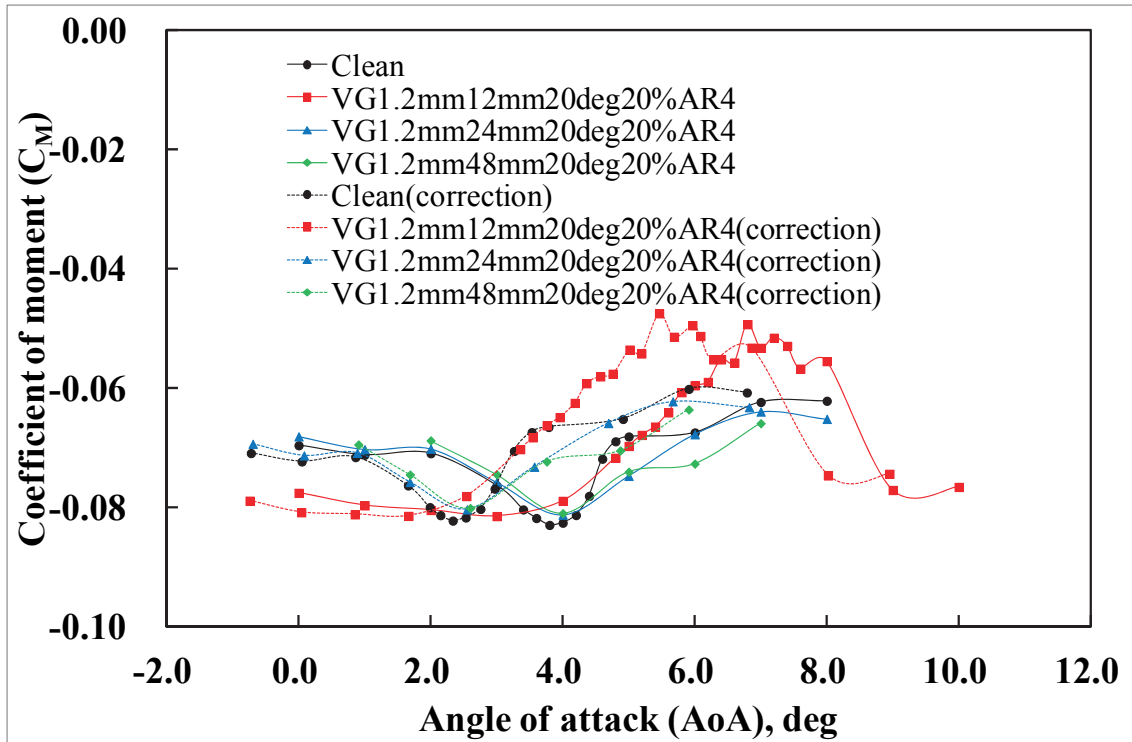
(a) 迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)-VG 効果(上下壁干渉補正なし)



(b) 迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)-VG 効果(上下壁干渉補正あり)

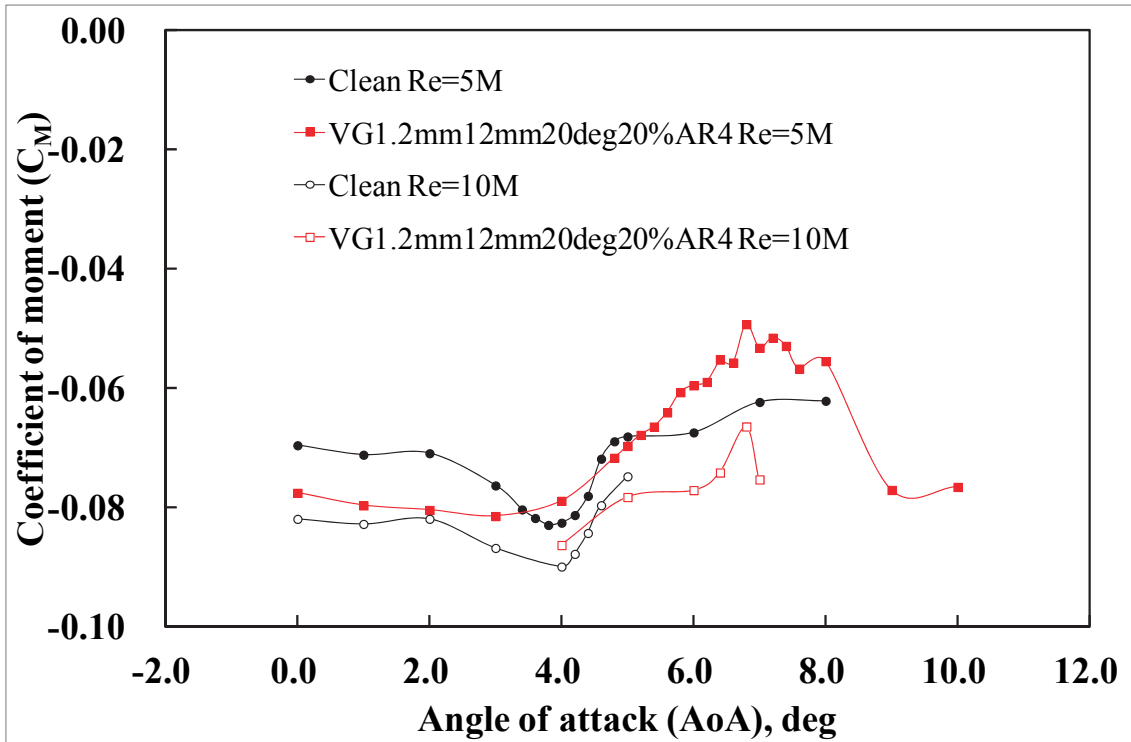
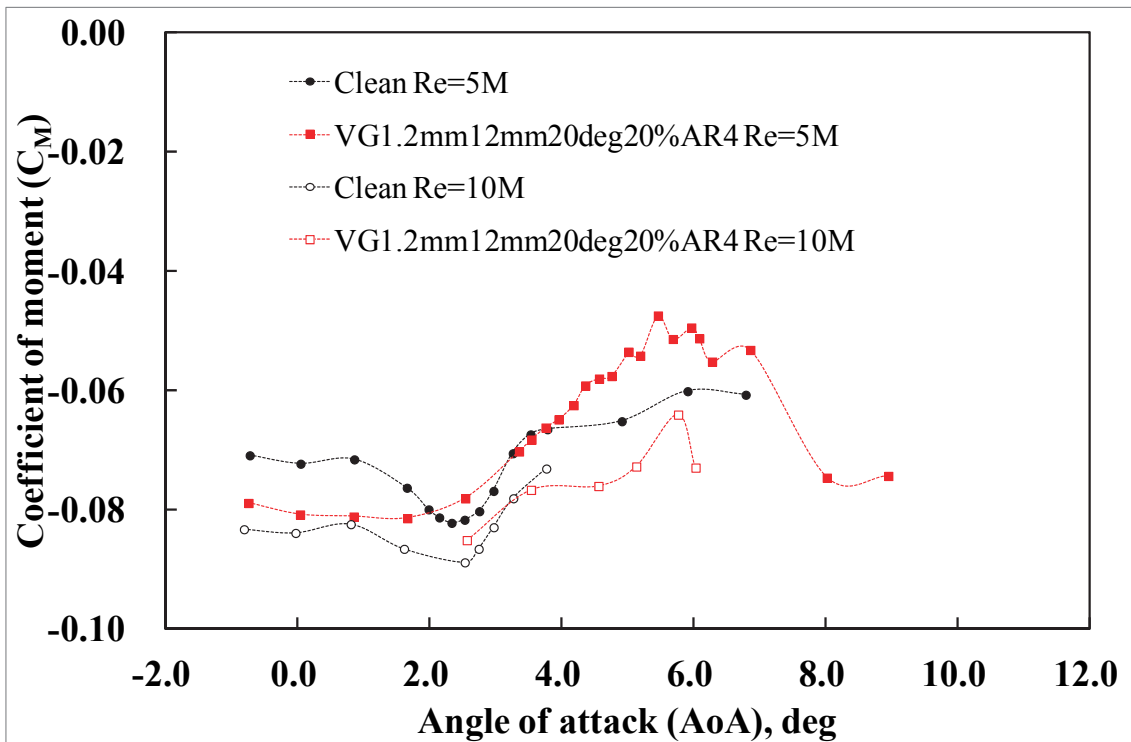
図 E-3 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)に関する比較

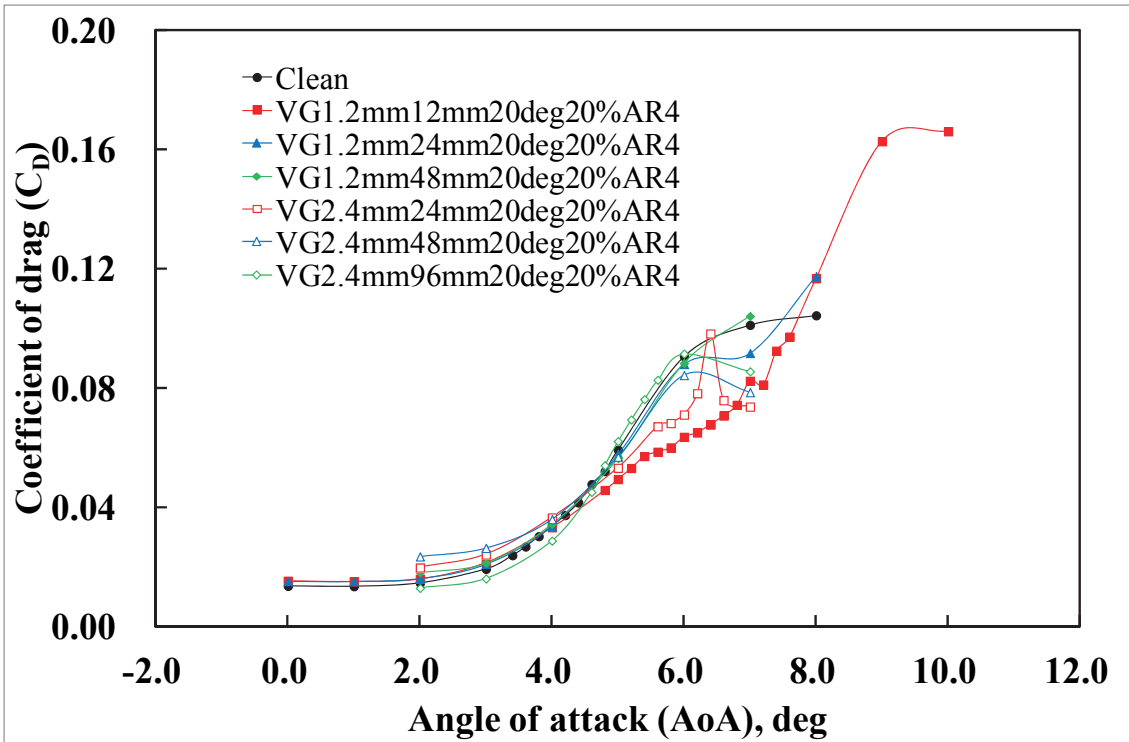
(c) 迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正なし)(d) 迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正あり)図 E-3 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)に関する比較



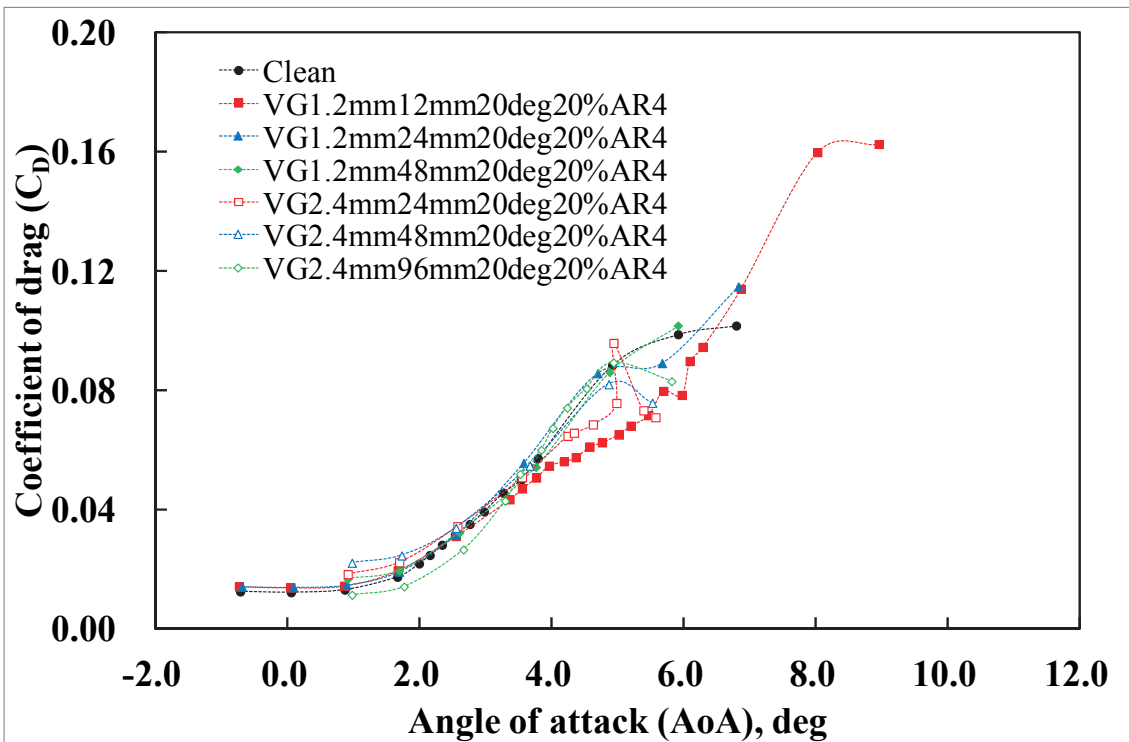
(e) 迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)-VG 効果(上下壁干渉補正の有無を比較)

図 E-3 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)に関する比較

(a) 迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正なし)(b) 迎角(AoA)-モーメント係数(C_M)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正あり)図 E-4 Clean 形態と各 VG 形態のモーメント係数(C_M)比較における Re 数効果

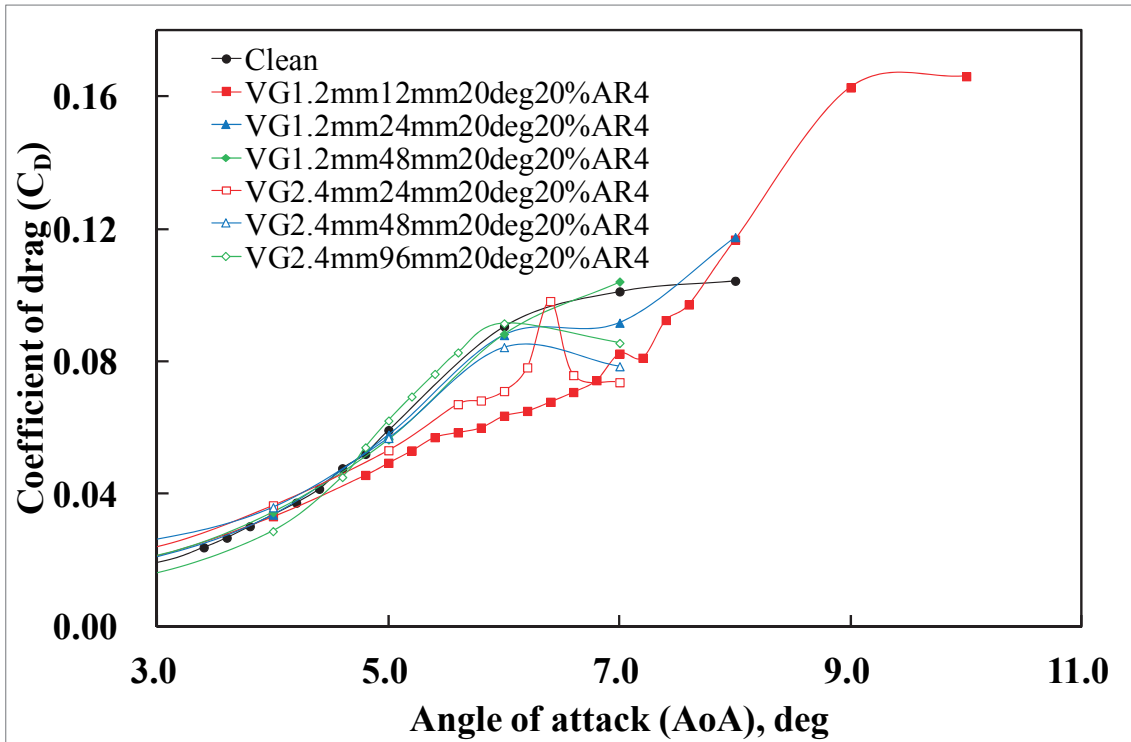
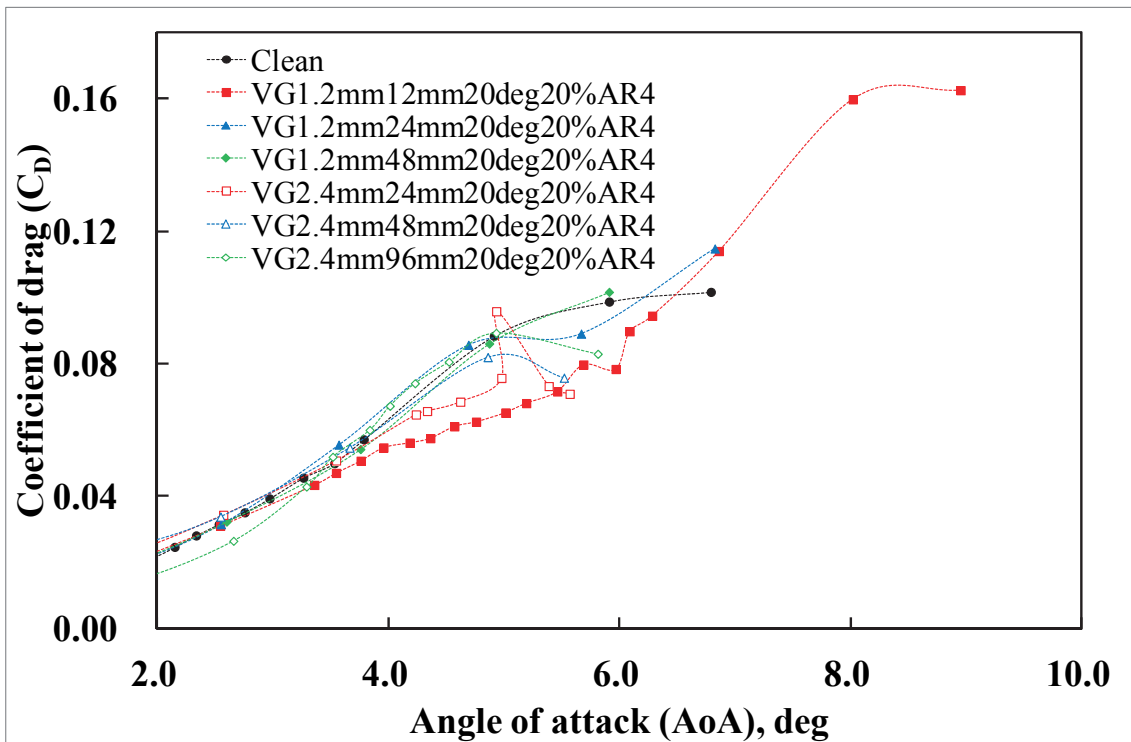


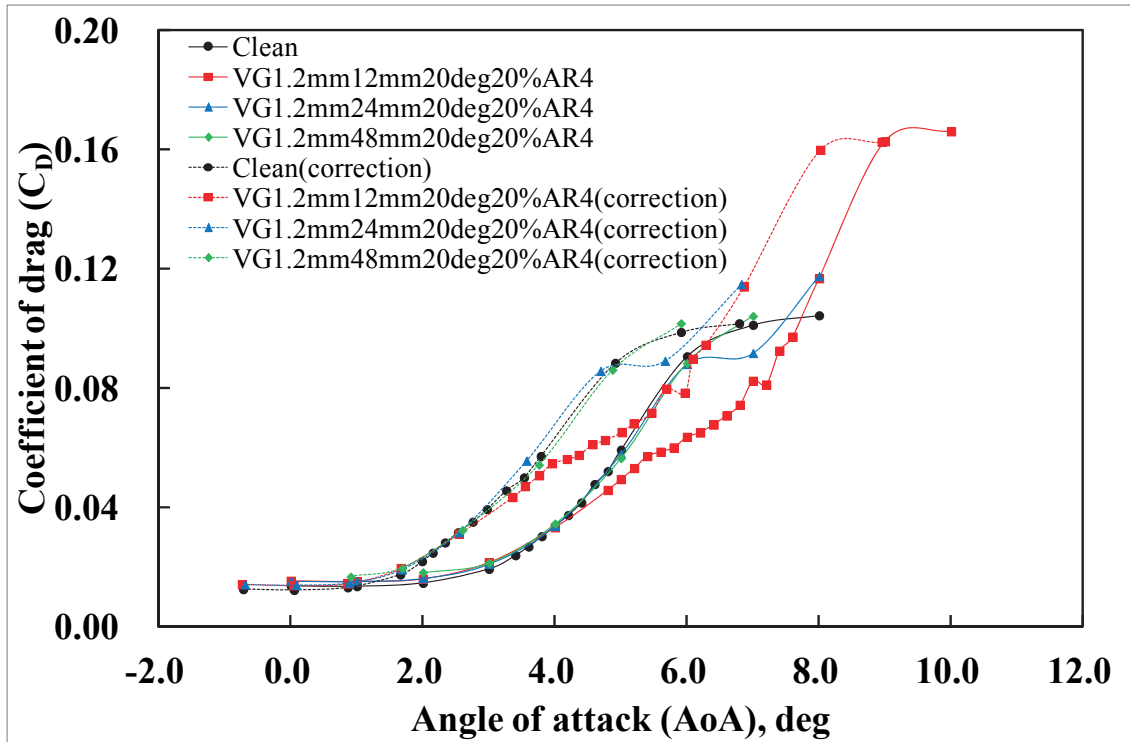
(a) 迎角(AoA)-抗力係数(C_D)-VG 効果(上下壁干渉補正なし)

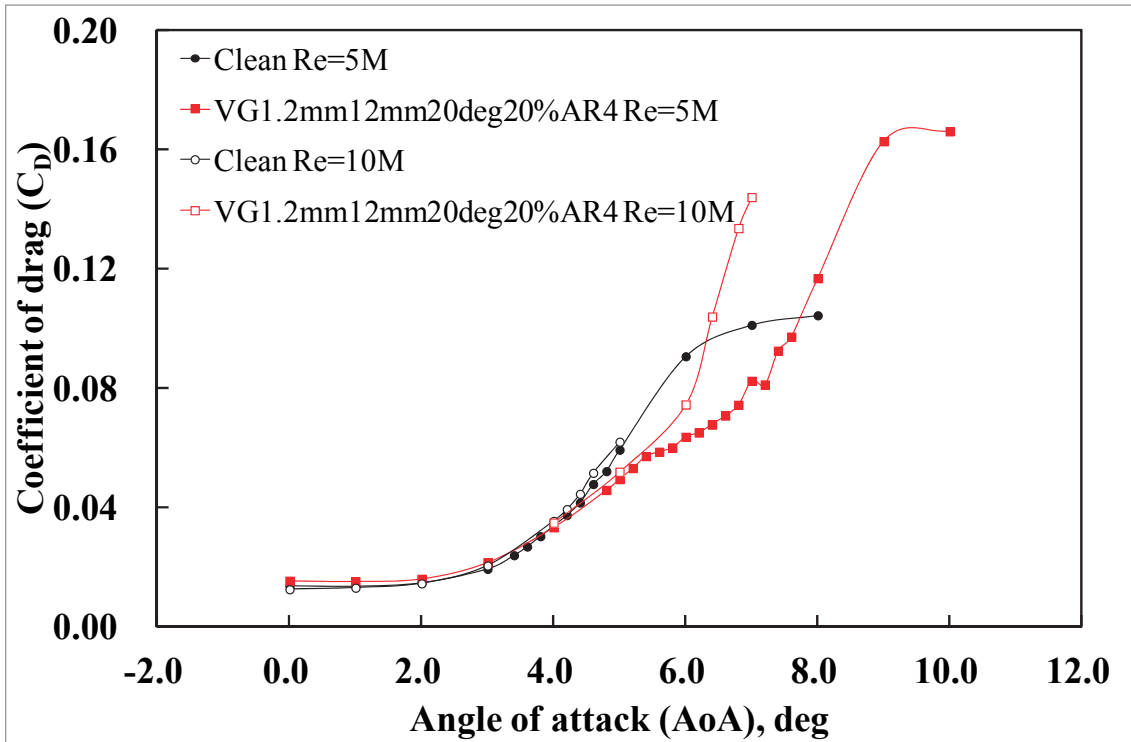


(b) 迎角(AoA)-抗力係数(C_D)-VG 効果(上下壁干渉補正あり)

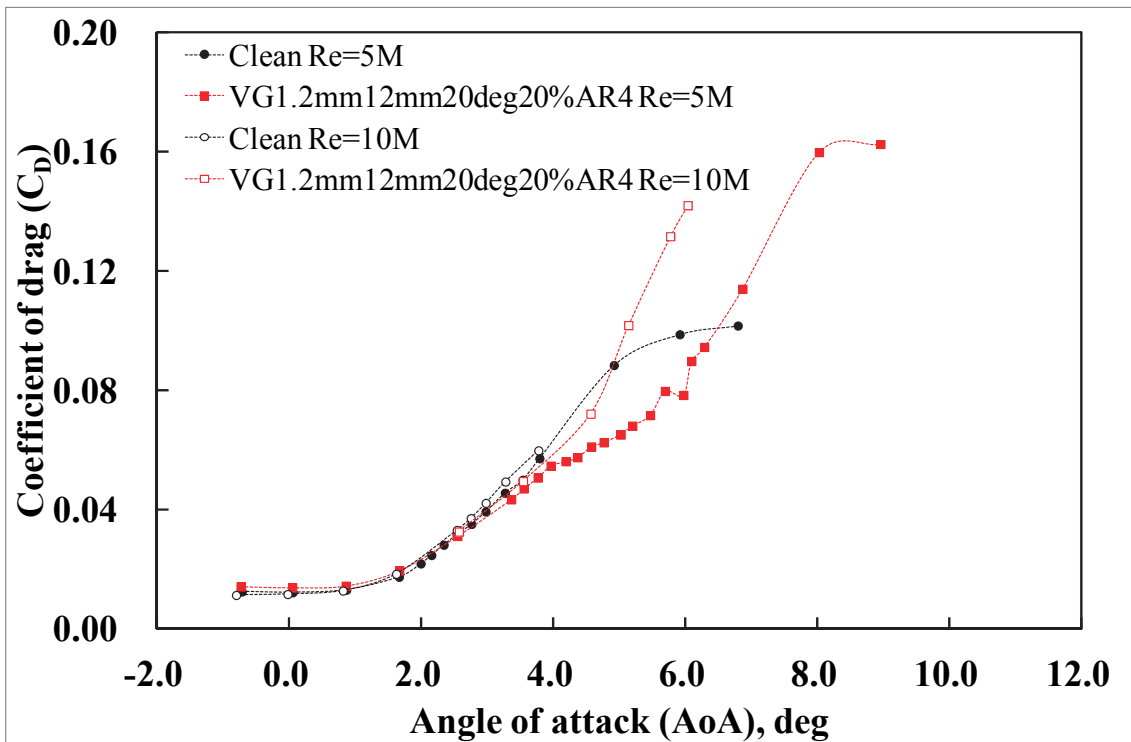
図 E-5 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-抗力係数(C_D)に関する比較

(c) 迎角(AoA)-抗力係数(C_D)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正なし)(d) 迎角(AoA)-抗力係数(C_D)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正あり)図 E-5 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-抗力係数(C_D)に関する比較

(e) 迎角(AoA)-抗力係数(C_D)-VG 効果(上下壁干渉補正の有無を比較)図 E-5 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-抗力係数(C_D)に関する比較

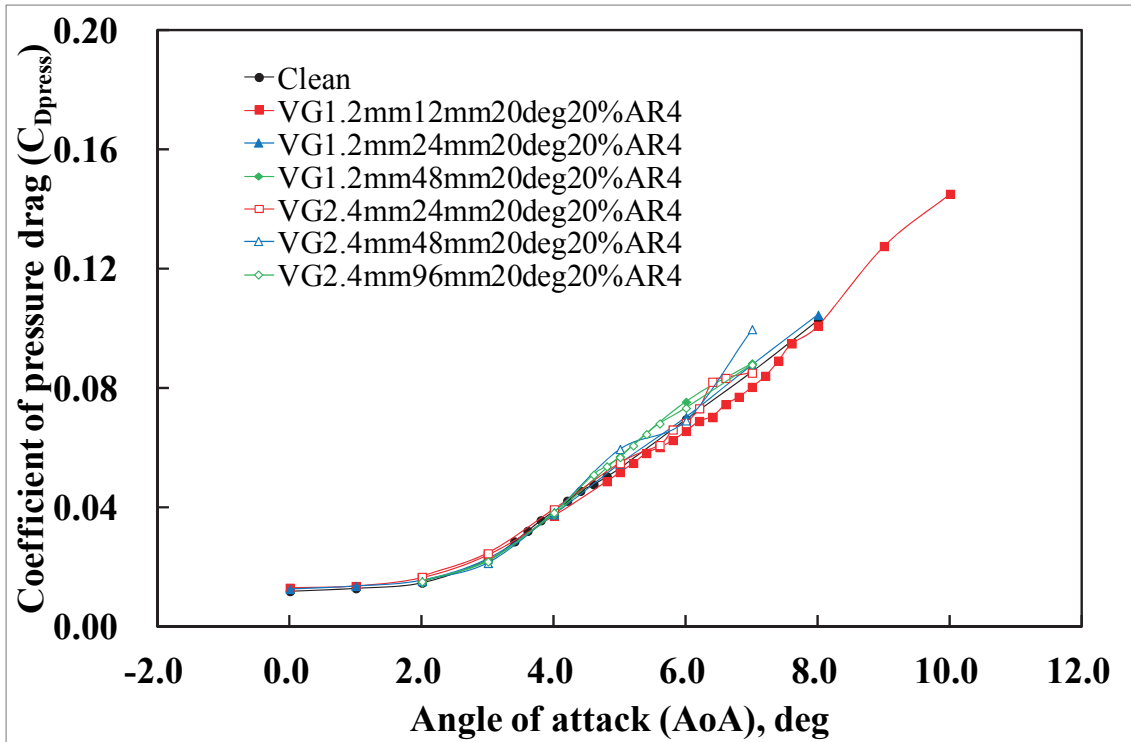


(a) 迎角(AoA)-抗力係数(C_D)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正なし)

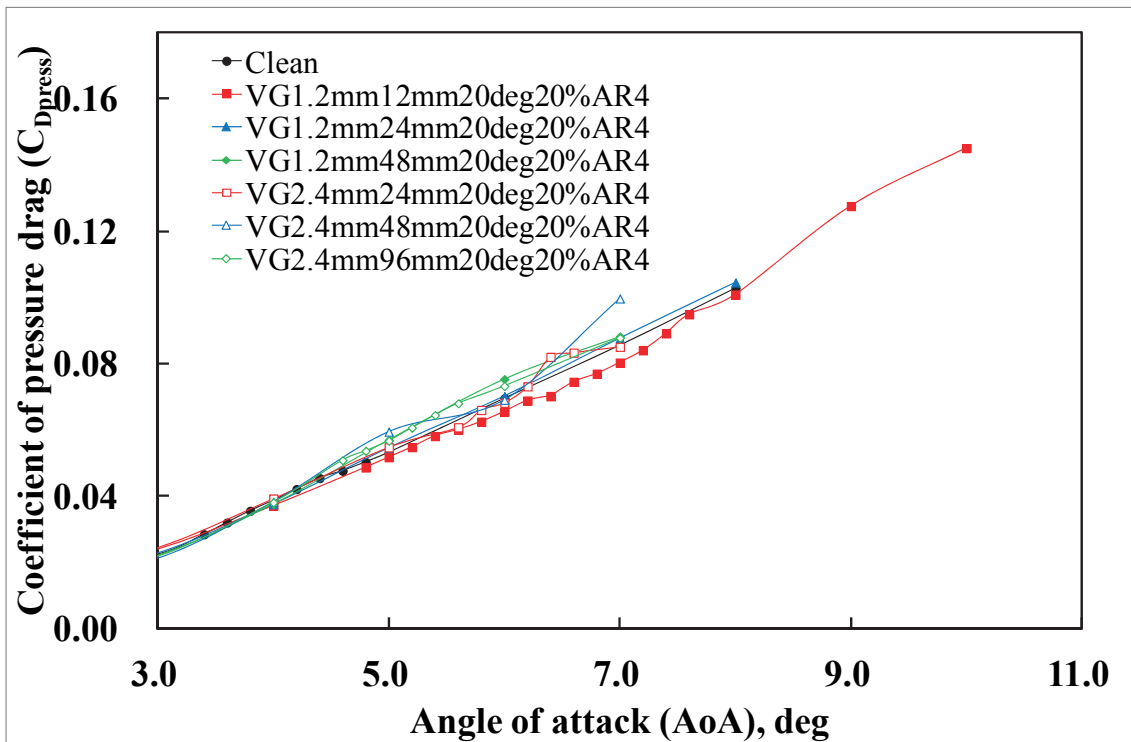


(b) 迎角(AoA)-抗力係数(C_D)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正あり)

図 E-6 Clean 形態と各 VG 形態の抗力係数(C_D)比較における Re 数効果



(a) 迎角(AoA)-圧力抗力係数(C_{Dpress})-VG 効果(上下壁干渉補正なし)



(b) 迎角(AoA)-圧力抗力係数(C_{Dpress})-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正なし)

図 E-7 Clean 形態と各 VG 形態の迎角(AoA)-圧力抗力係数(C_{Dpress})に関する比較

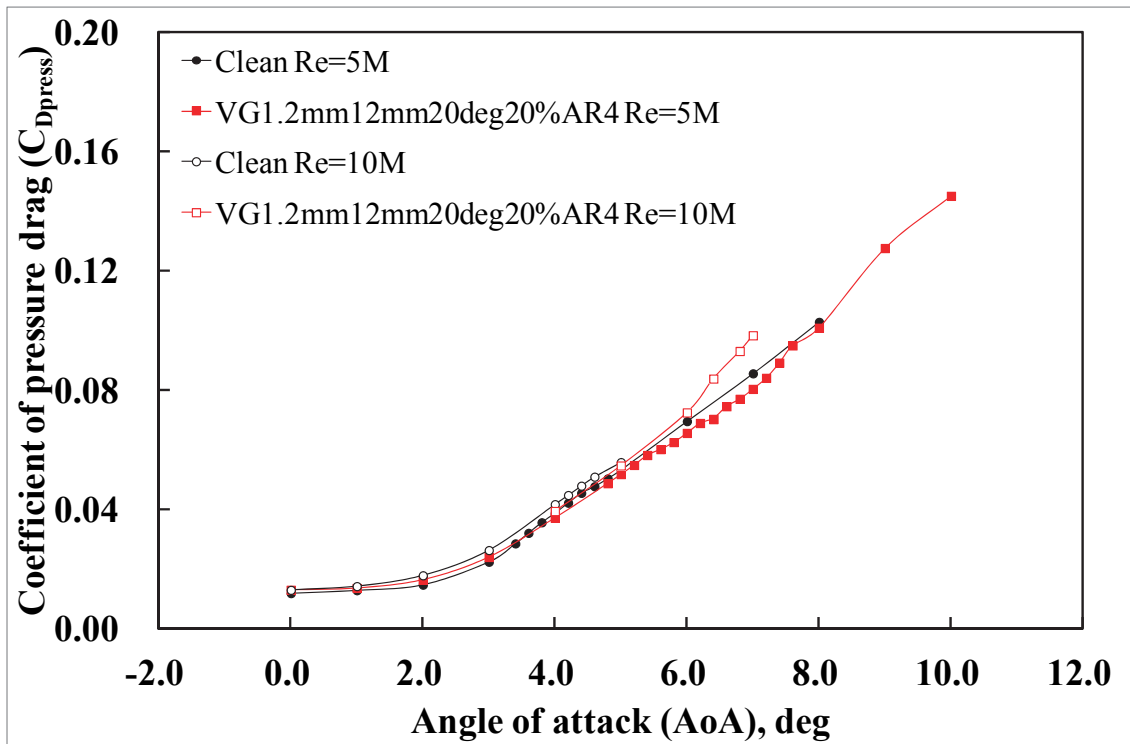
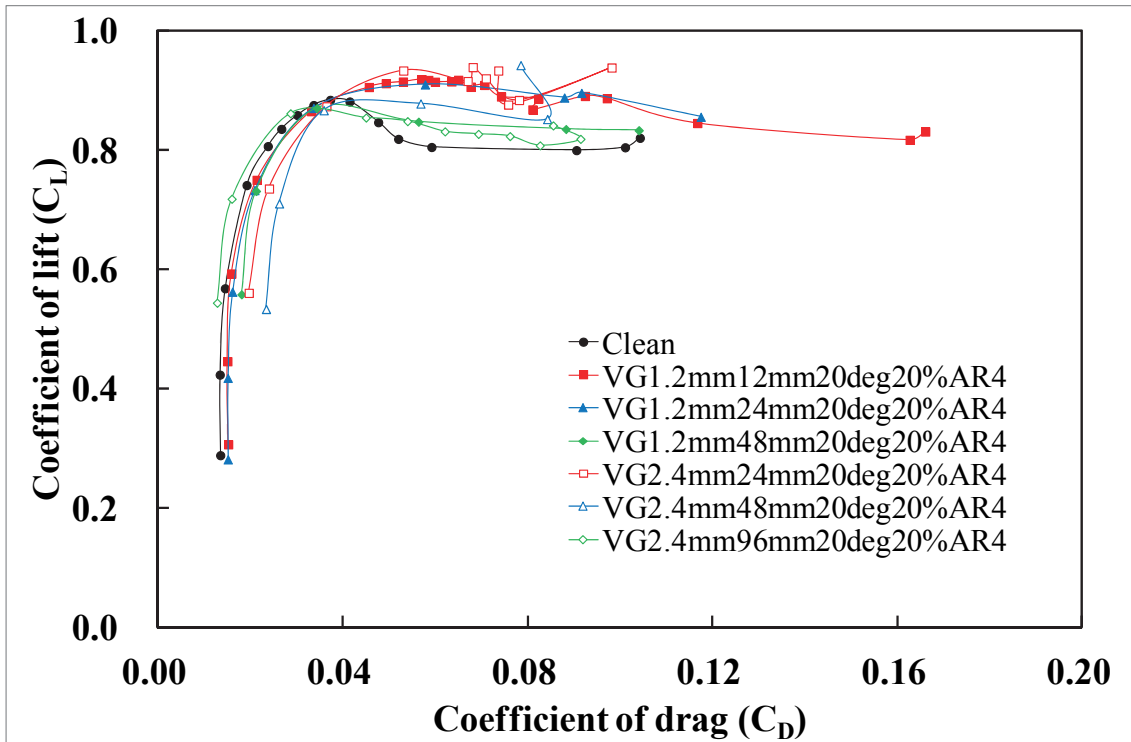
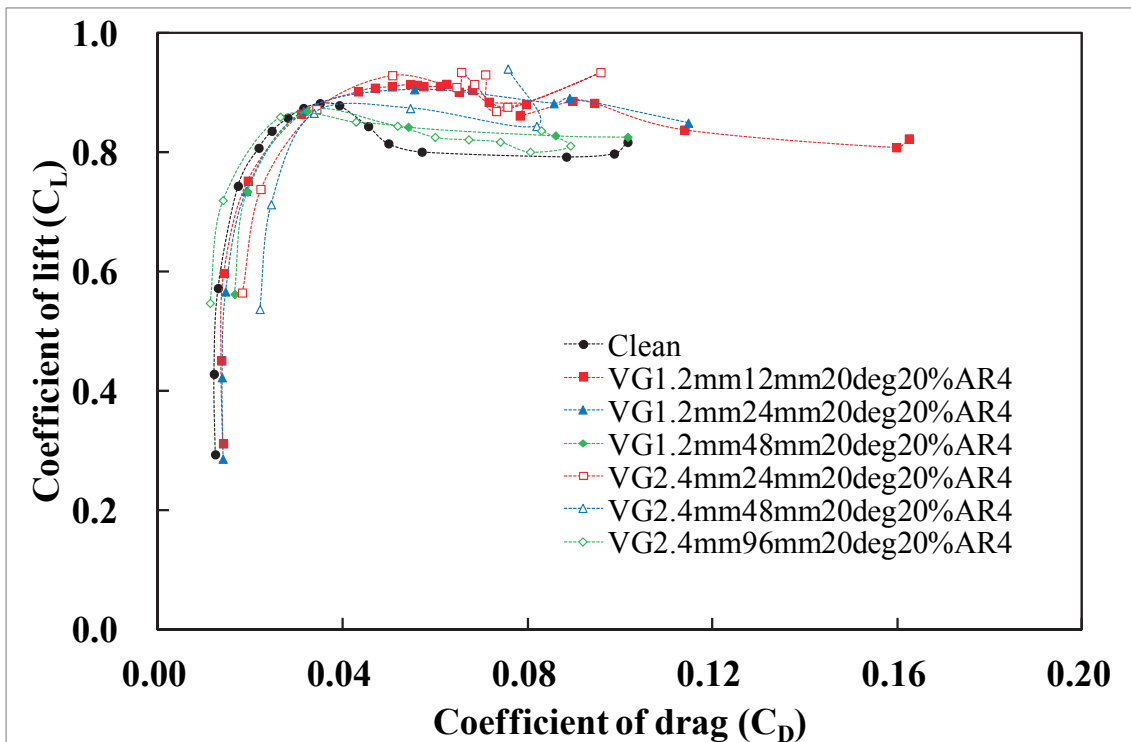


図 E-8 Clean 形態と各 VG 形態の圧力抗力係数(C_{Dpress})比較における Re 数効果(補正なし)

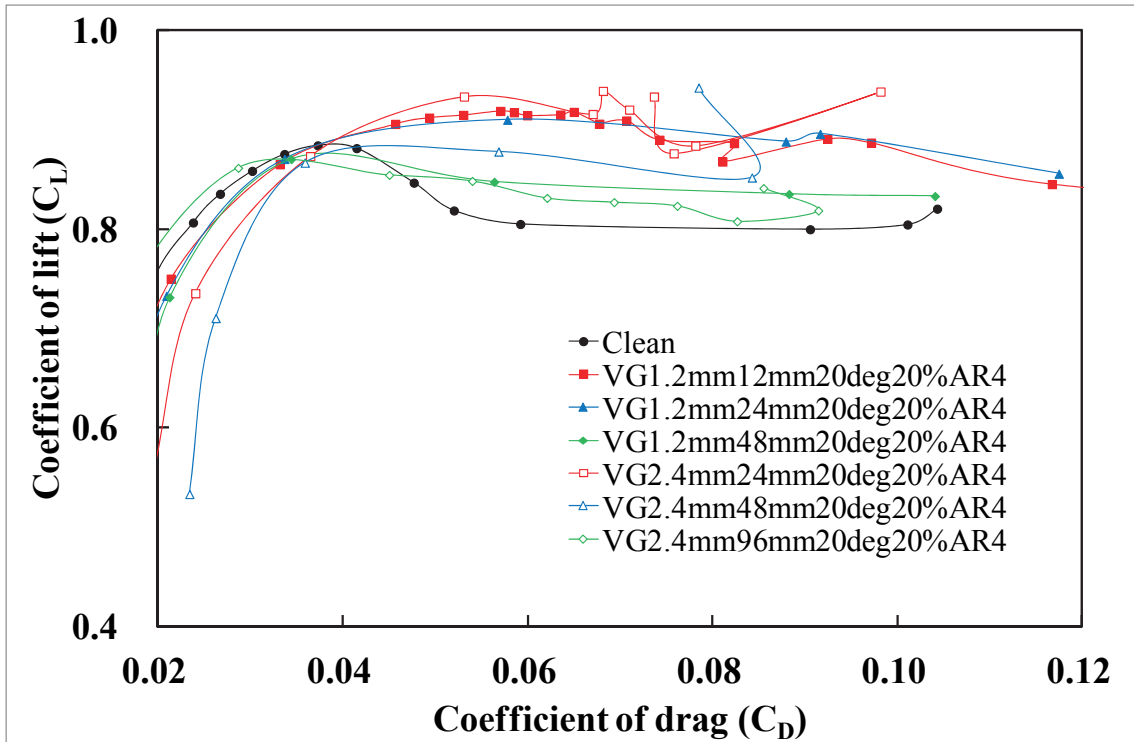


(a) 抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)-VG 効果(上下壁干渉補正なし)

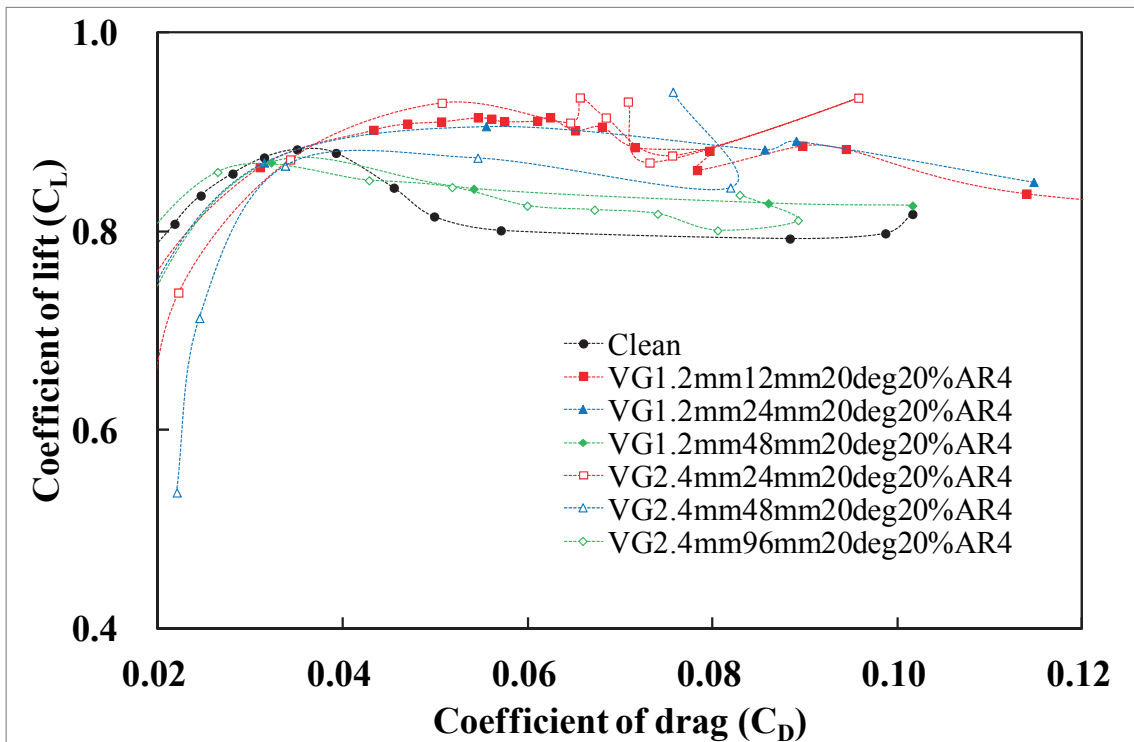


(b) 抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)-VG 効果(上下壁干渉補正あり)

図 E-9 Clean 形態と各 VG 形態の抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)に関する比較

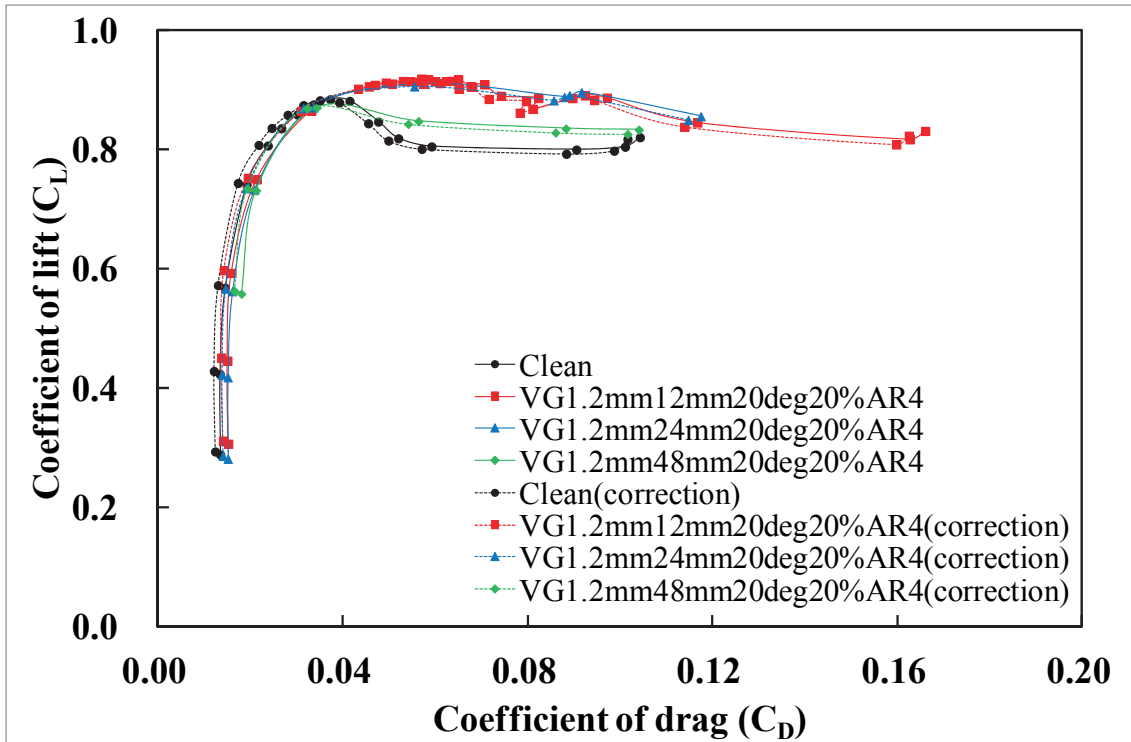


(c) 抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正なし)



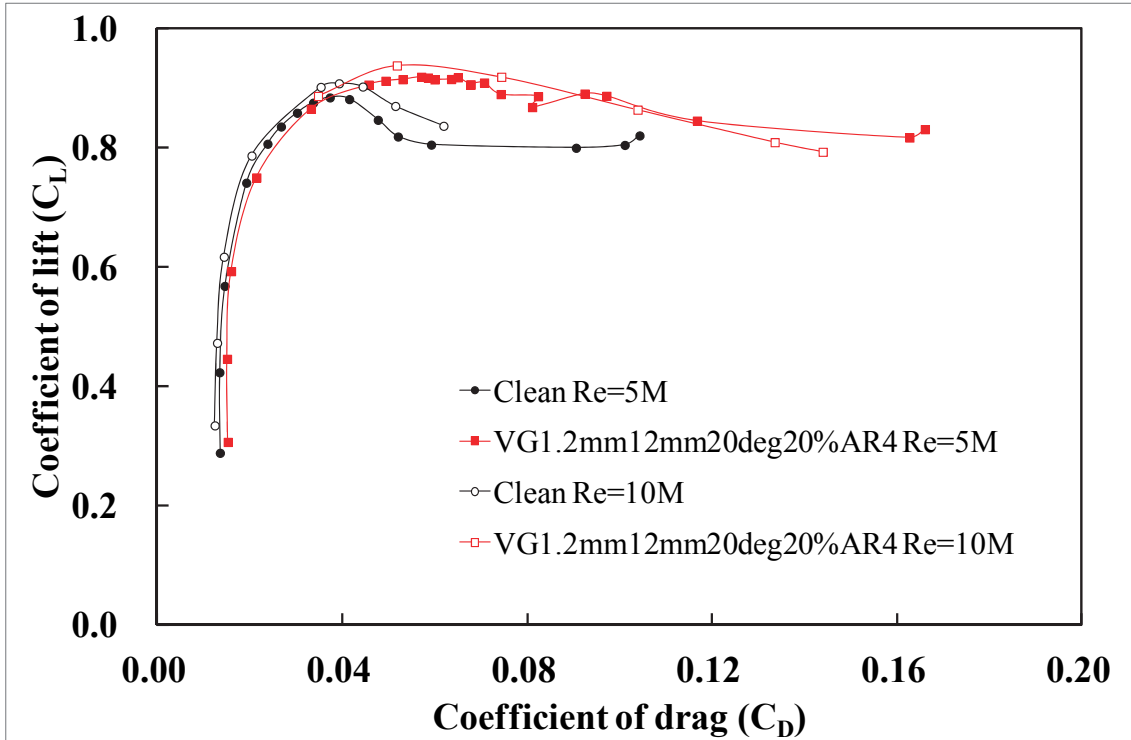
(d) 抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正あり)

図 E-9 Clean 形態と各 VG 形態の抗力係数(C_D)- 揚力係数(C_L)に関する比較

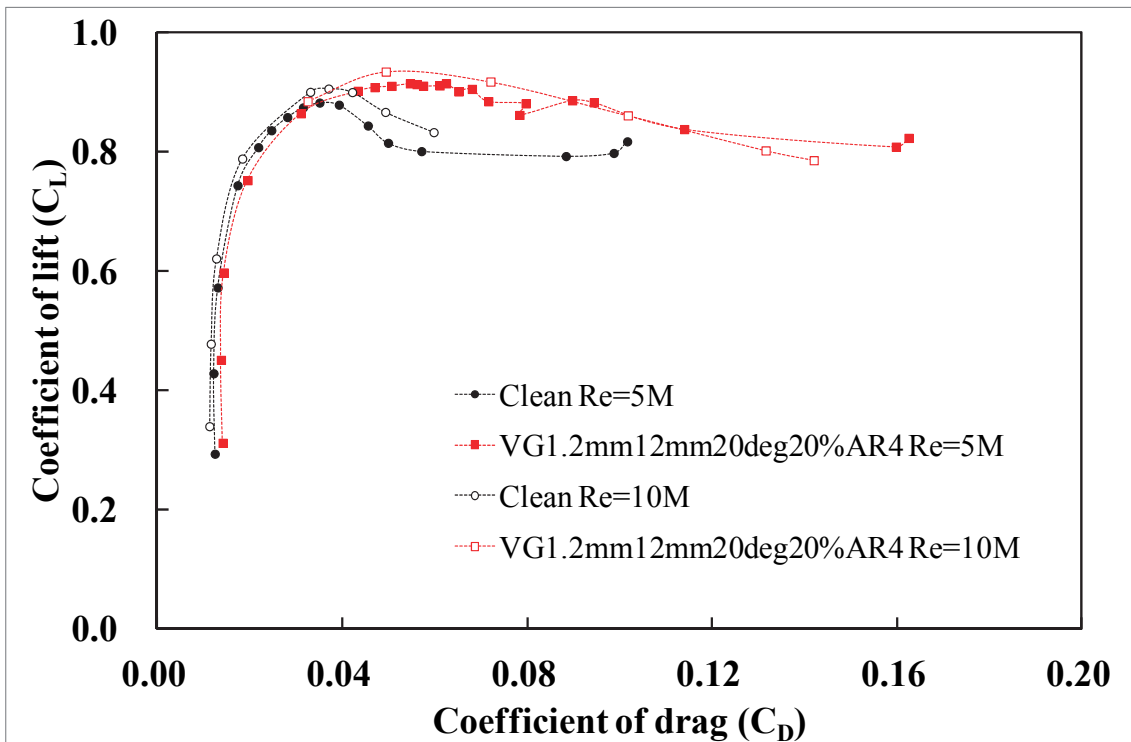


(e) 抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)-VG 効果(上下壁干渉補正の有無を比較)

図 E-9 Clean 形態と各 VG 形態の抗力係数(C_D)- 揚力係数(C_L)に関する比較

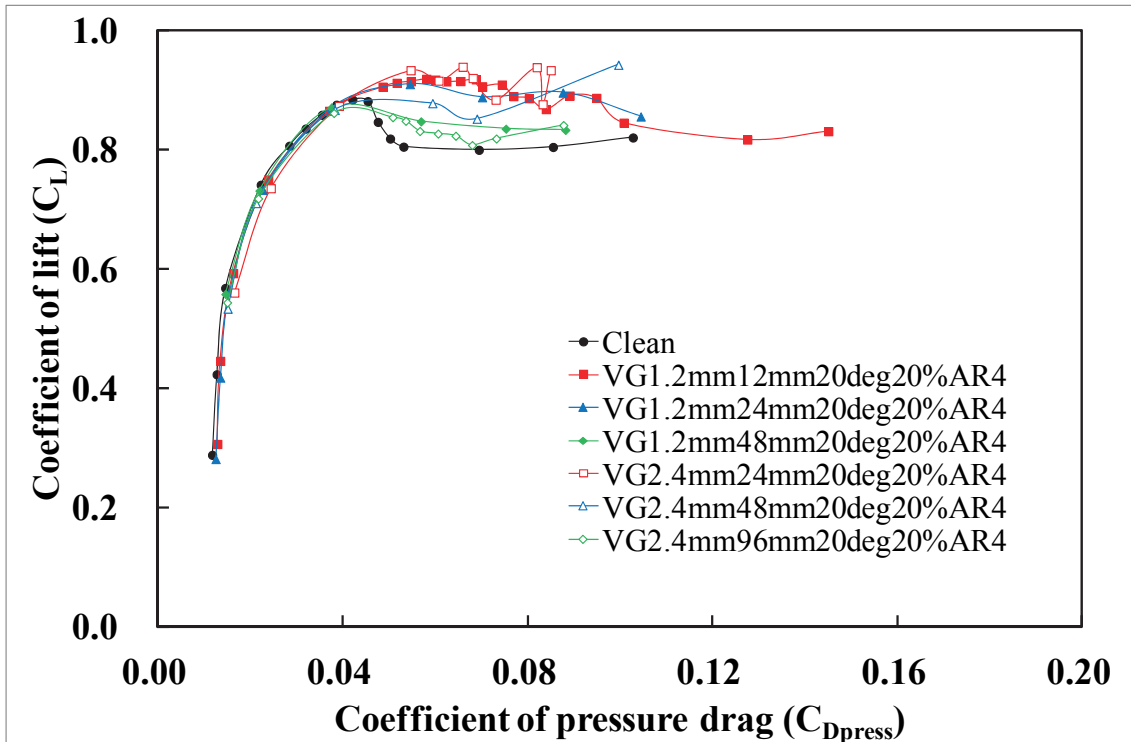


(a) 抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正なし)

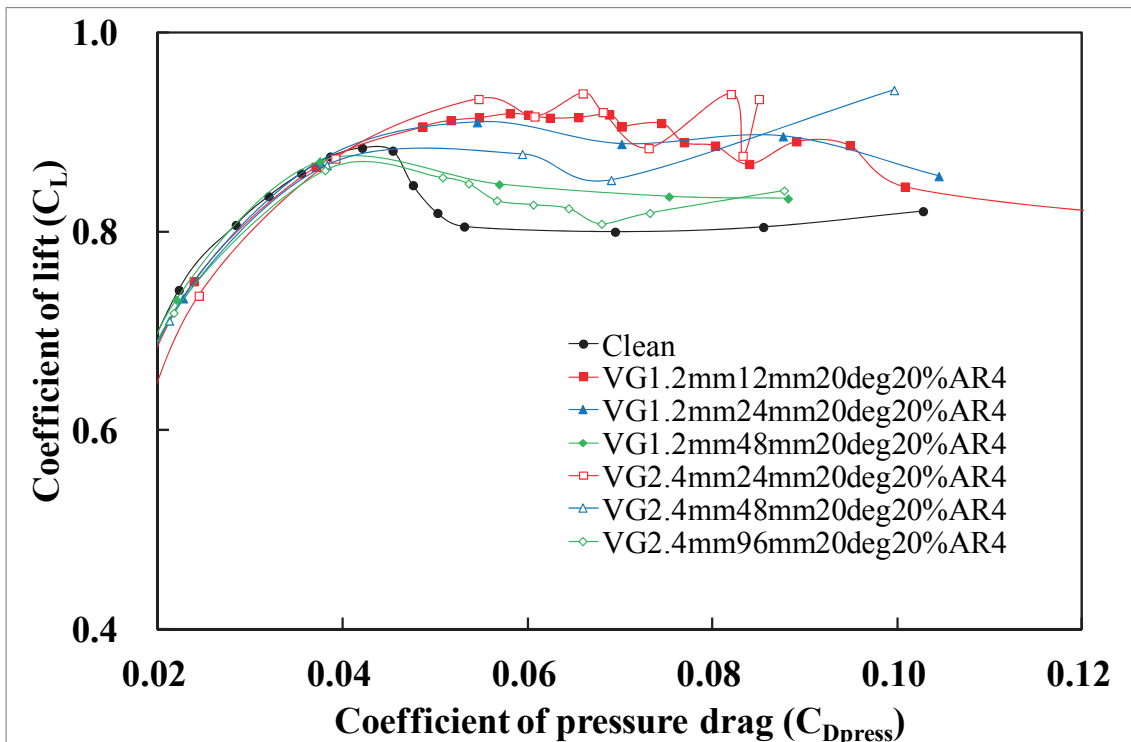


(b) 抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)-VG 効果と Re 数効果 (上下壁干渉補正あり)

図 E-10 Clean 形態と各 VG 形態の抗力係数(C_D)-揚力係数(C_L)比較における Re 数効果



(a) 圧力抗力係数(C_{Dpress})-揚力係数(C_L)-VG 効果(上下壁干渉補正なし)



(b) 圧力抗力係数(C_{Dpress})-揚力係数(C_L)-VG 効果拡大図(上下壁干渉補正なし)

図 E-11 Clean 形態と各 VG 形態の圧力抗力係数(C_{Dpress})-揚力係数(C_L)に関する比較

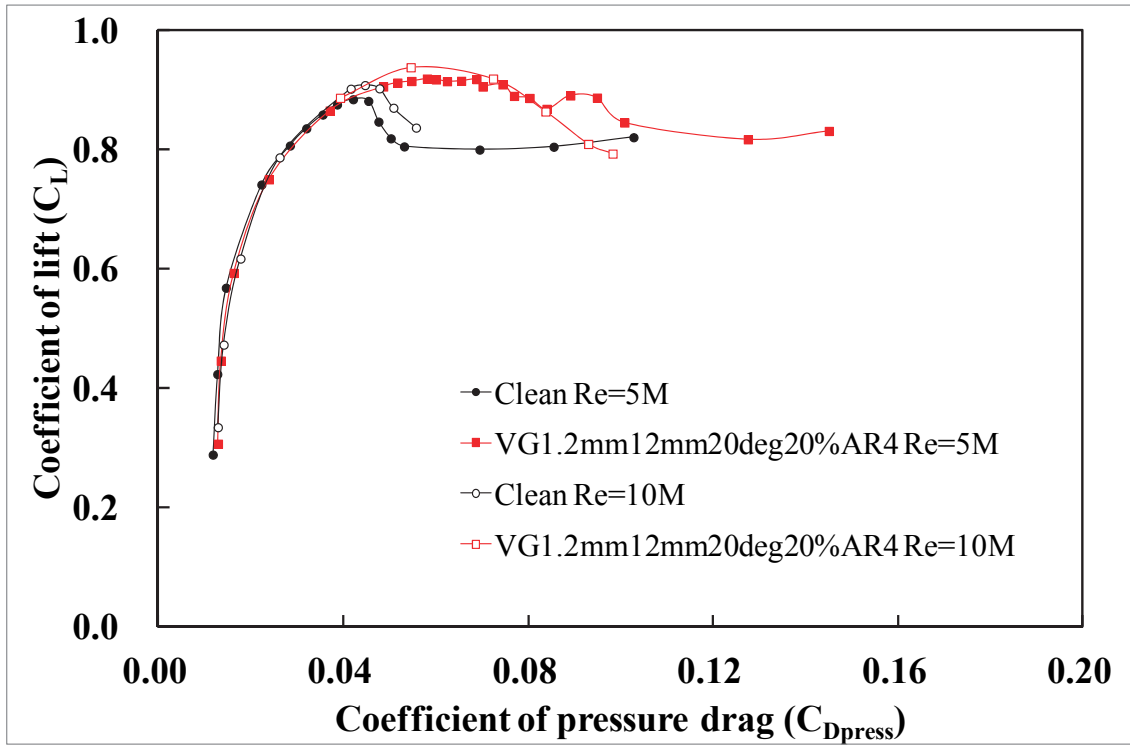


図 E-12 Clean 形態と各 VG 形態の圧力抗力係数(C_{Dpress})-揚力係数(C_L)比較における Re 数効果(補正なし)

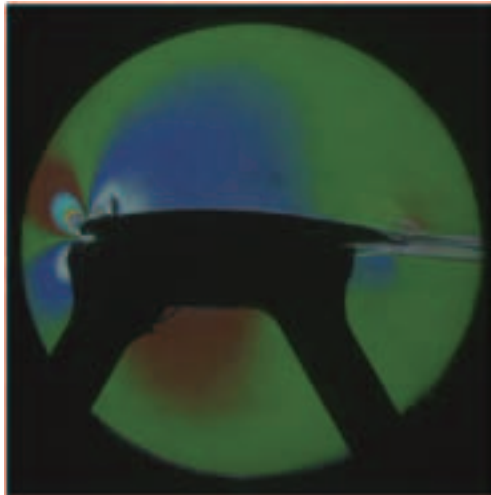
Appendix (F) クリーン形態およびVG形態のシュリーレン画像

図 F-1 から図 F-9 にシュリーレン写真を迎角ごとに示す。図下部の迎角表記は設定 AoA である。シュリーレン写真における注目点は、①模型上面の中央付近に生ずる翼型由来の衝撃波と、②後縁の境界層厚さに対応する水平方向の明暗部の 2 点である。模型前縁付近に立つ衝撃波はラフネスからのものであり、 $X/C=0.2$ 付近から生ずる衝撃波は VG によるものである。ラフネスと VG からの衝撃波は、ラフネスや VG の上流に生ずる衝撃波と、それらの下流の流れの再付着などの偏向に伴う衝撃波があり、ラフネスと VG 近傍で複数本の衝撃波を観察できる。

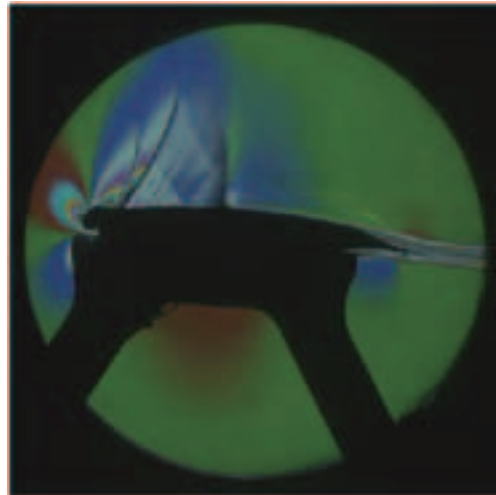
翼型由来の衝撃波は、VG の有無にかかわらず設定 AoA=0deg では見られない。クリーン形態の図 F-1 に着目すると、設定 AoA=1deg では、翼型由来の衝撃波は不明瞭であり、設定 AoA=2deg 付近から観察できるようになる。設定 AoA=3deg では、翼上面の中央付近にははっきりと確認できる。クリーン形態においては、設定 AoA=5deg でこの衝撃波は振動し、衝撃波による明暗は不明瞭なものとなる。設定 AoA=5deg の翼後縁に着目すると、水平方向の明暗部が広がり、境界層が厚くなっていることが分かる。C_p 分布を考慮すると流れは後縁で剥離している。この衝撃波の振動と境界層の明暗が厚くなる状態がバフエット状態であり、C_L の低下する迎角ともよく一致する。

図 F-2 の Hv=1.2mm, Dv=12mm (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) では、設定 AoA=5deg の衝撃波は明瞭な黒いラインとして存在し振動していない。後縁の境界層も厚くはない。設定 AoA=7deg で衝撃波の黒いラインはやや不鮮明になり、設定 AoA=8deg では衝撃波の黒いラインは振動のため写真上では不鮮明になる。この時、翼上面の水平方向の明暗より大きな剥離が存在することも分かる。

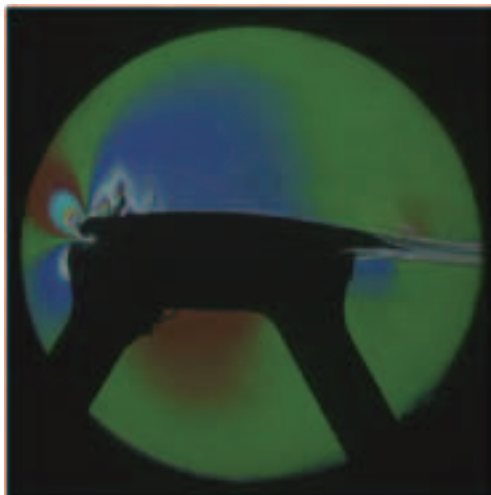
図 F-10 から図 F-18 に各条件における設定 AoA=5deg の 3 枚の連続したシュリーレン写真を示す。図 F-10 や図 F-17 の Clean 形態では、翼中央付近の衝撃波に対応する黒色のラインは不鮮明であり、その不鮮明なラインが上下流に移動している。VG ありの形態では、図 F-13 の Dv/Hv=40 の Hv=1.2mm, Dv=48mm や図 F-16 の Hv=2.4mm, Dv=96mm で振動しているが振幅はクリーン形態よりも小さい。その他の VG ありの形態は、衝撃波は小刻みな振動はあるもののほぼ定在しており、バフエットには至っていない。



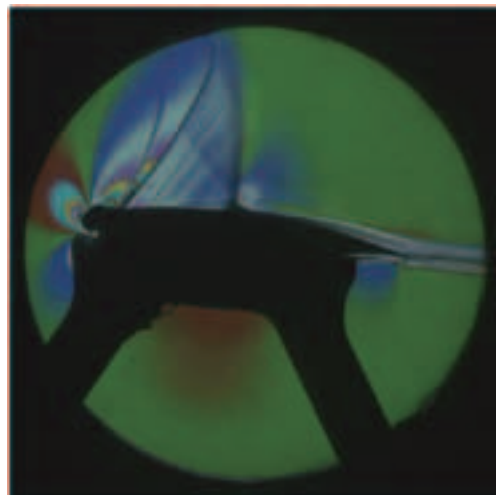
(a) 0deg (11967)



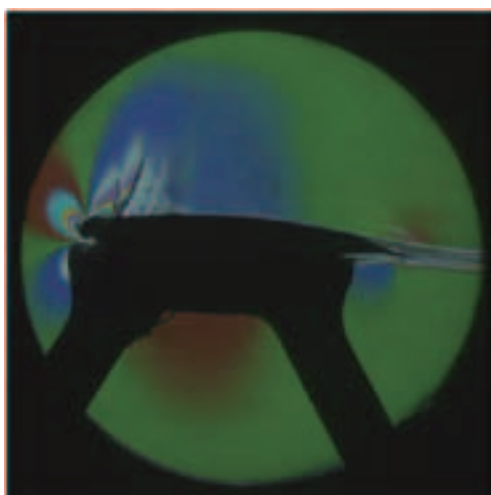
(d) 3deg (11967)



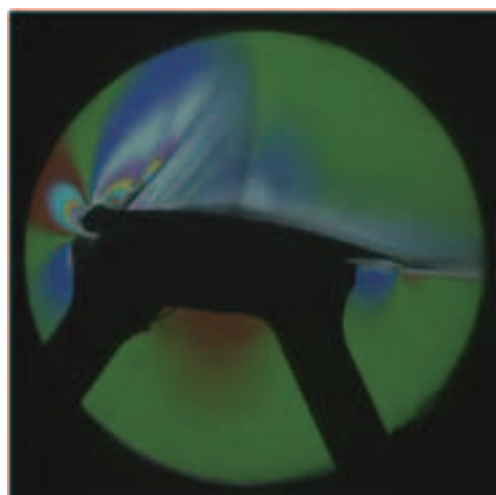
(b) 1deg (11967)



(e) 4deg (11967)

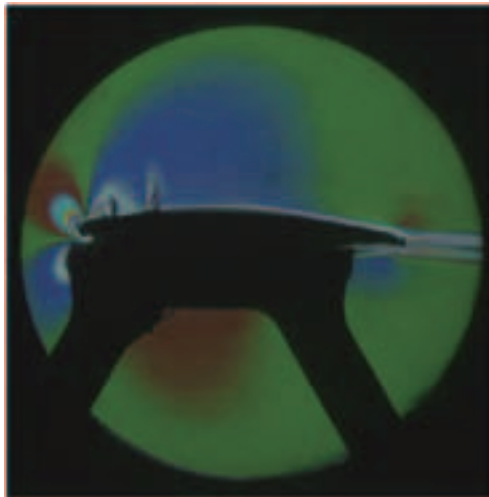


(c) 2deg (11967)

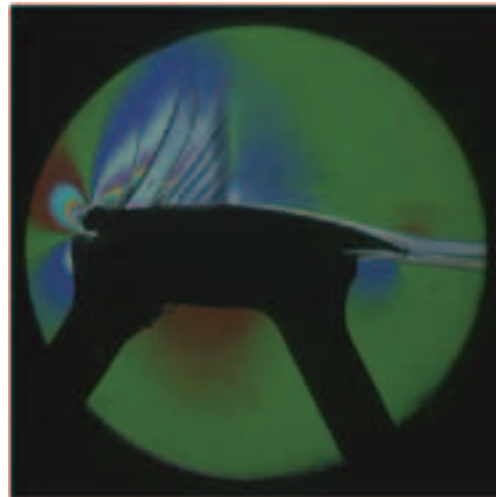


(f) 5deg (11967)

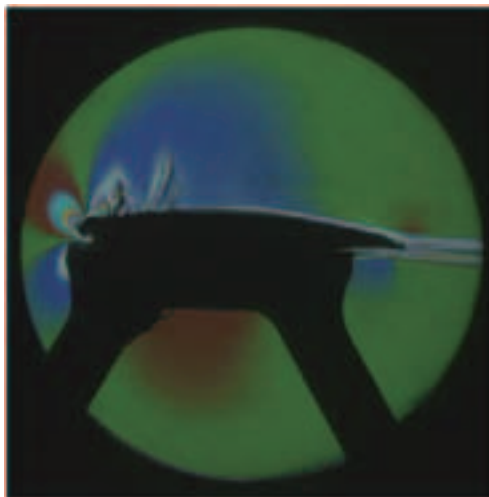
図 F-1 Clean 形態のシュリーレン写真, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



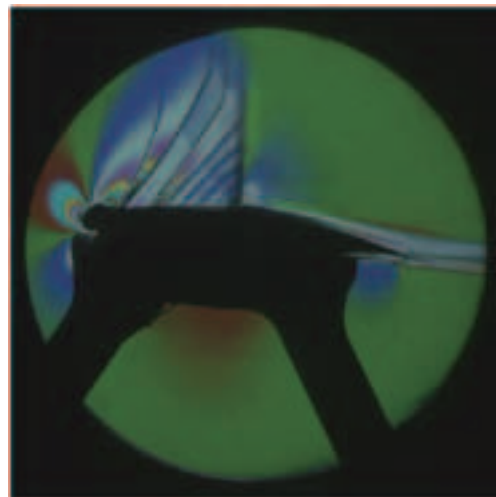
(a) 0deg (11977)



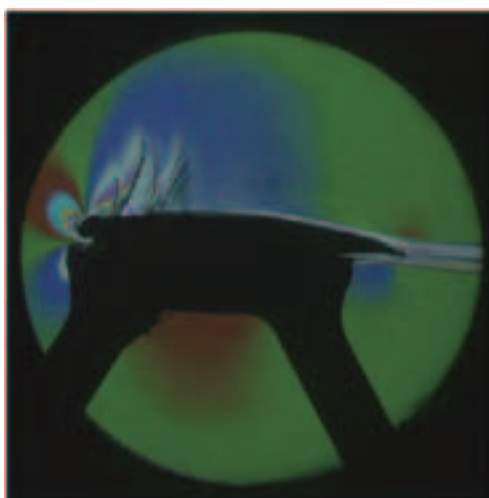
(d) 3deg (11977)



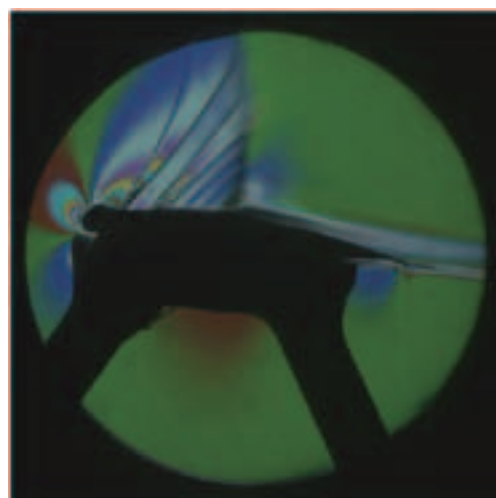
(b) 1deg (11977)



(e) 4deg (11977)

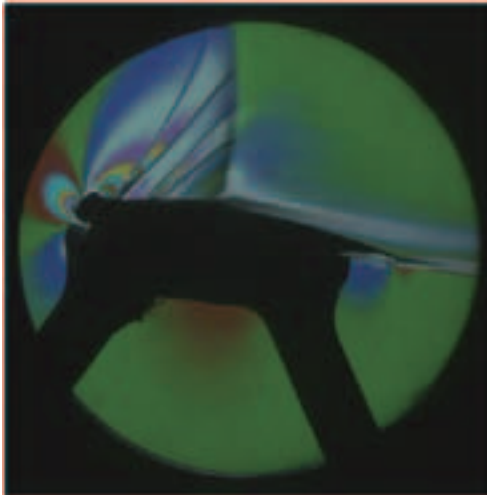


(c) 2deg (11977)

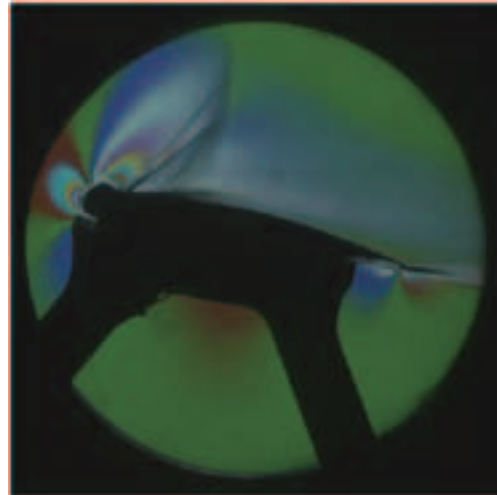


(f) 5deg (11977)

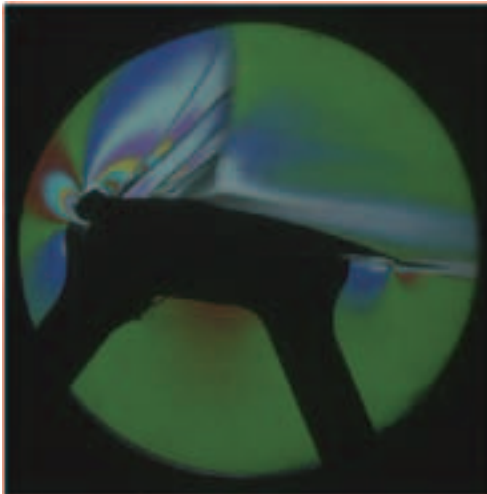
図 F-2 VG (1.2mm12mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



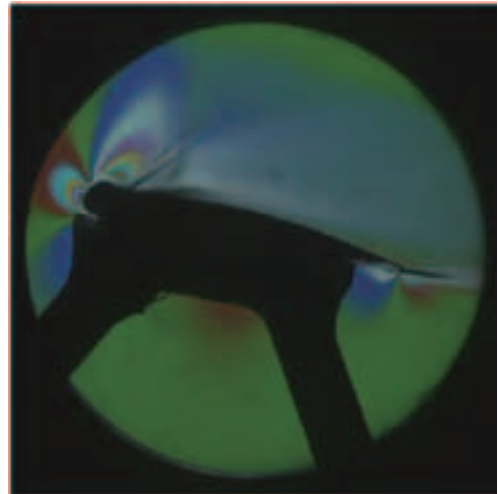
(g) 6deg (11980)



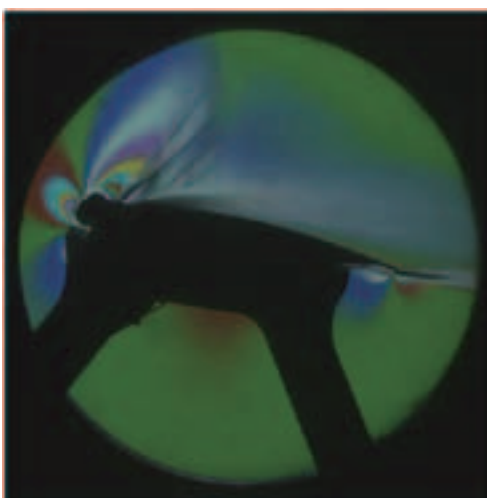
(j) 9deg (11980)



(h) 7deg (11980)

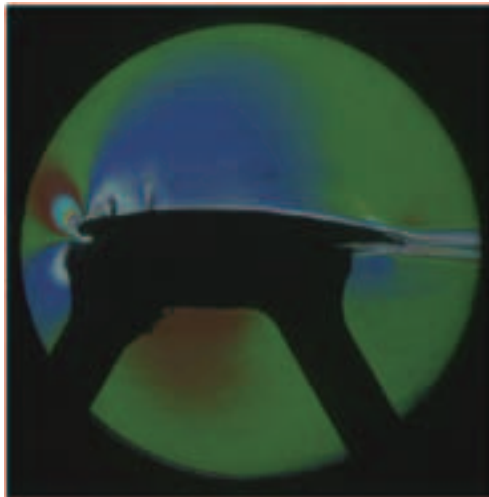


(k) 10deg (11980)

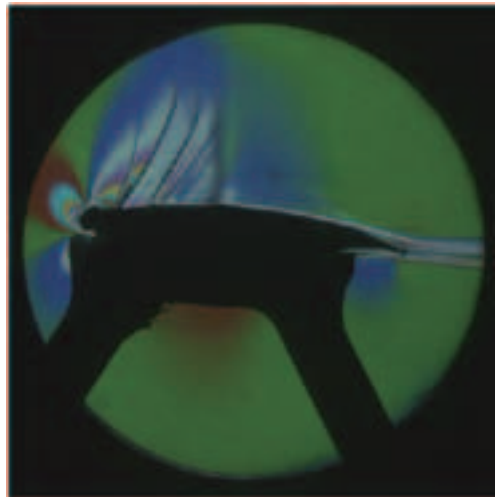


(i) 8deg (11980)

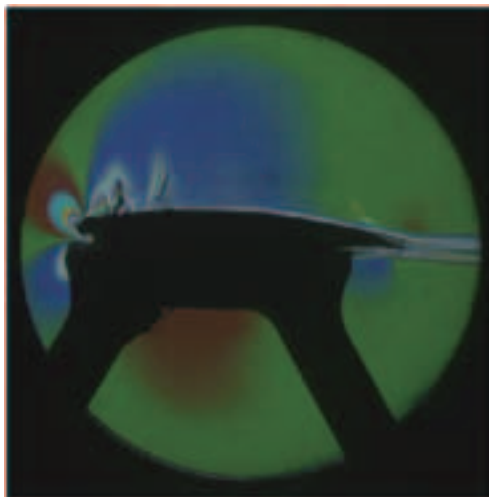
図 F-2(つづき) VG (1.2mm12mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



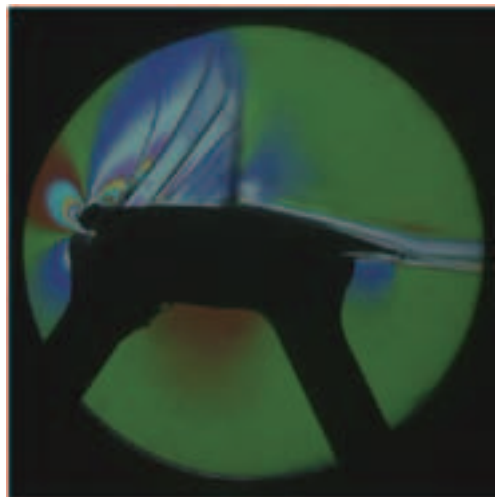
(a) 0deg (11984)



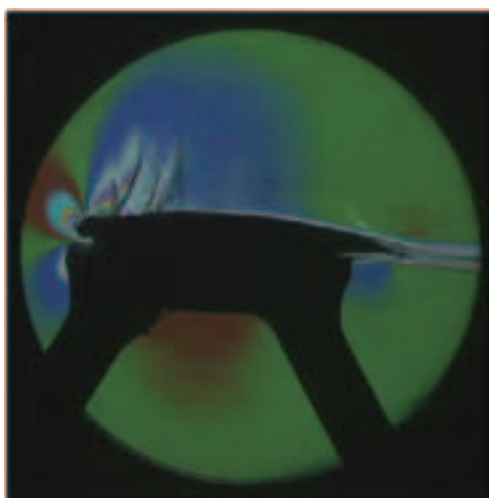
(d) 3deg (11984)



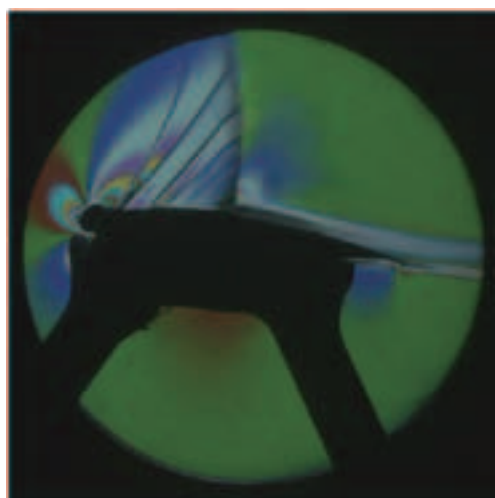
(b) 1deg (11984)



(e) 4deg (11984)

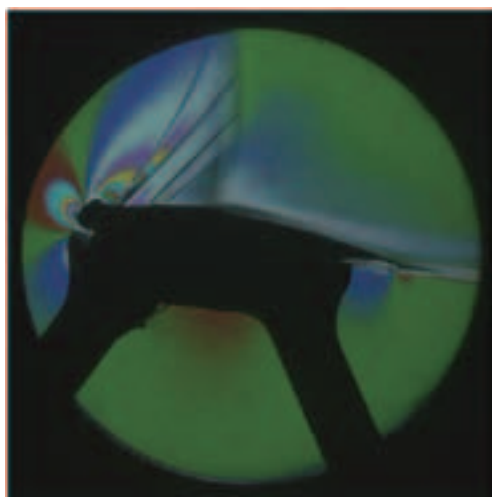


(c) 2deg (11984)

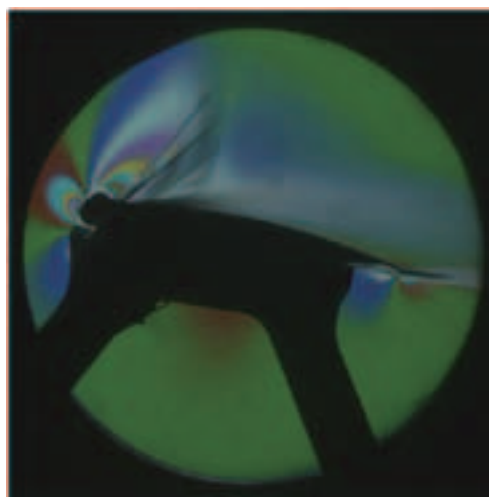


(f) 5deg (11984)

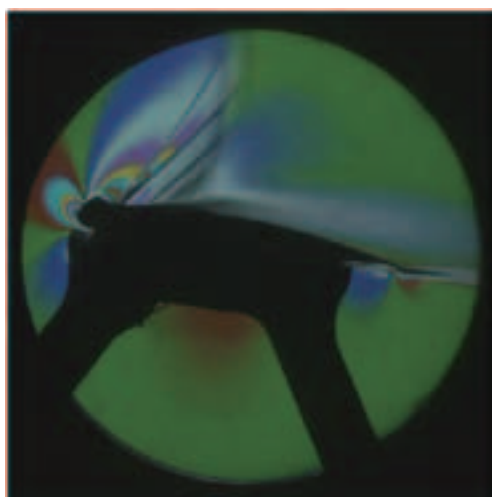
図 F-3 VG (1.2mm24mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



(g) 6deg (11985)

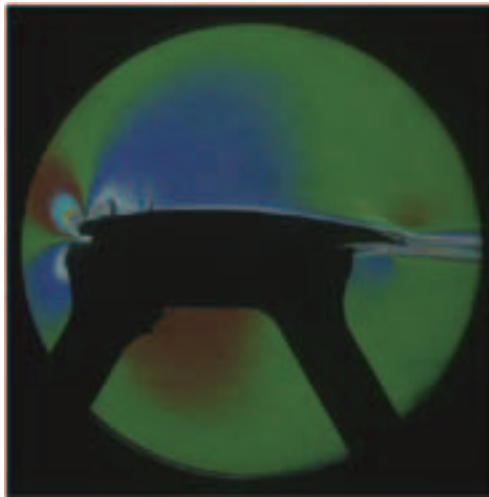


(i) 8deg (11985)

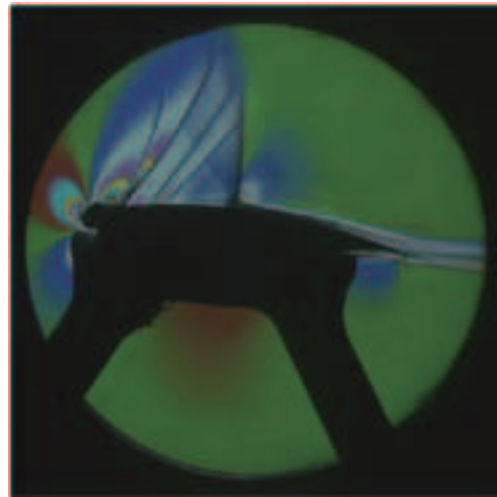


(h) 7deg (11985)

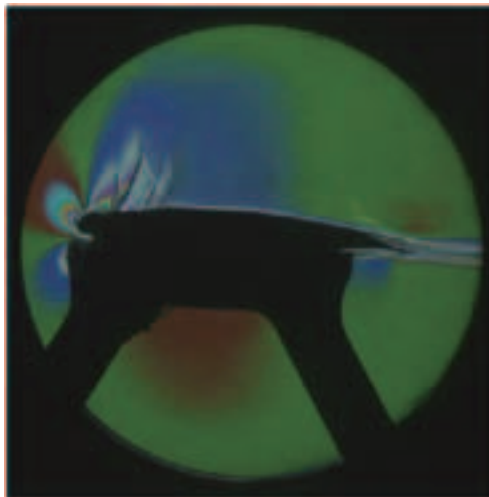
図 F-3(つづき) VG (1.2mm24mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



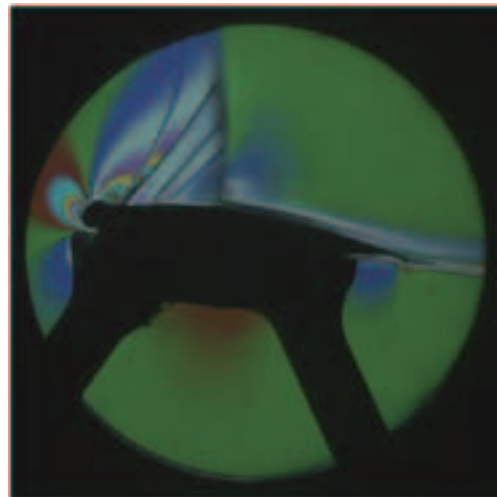
(a) 0deg (11986)



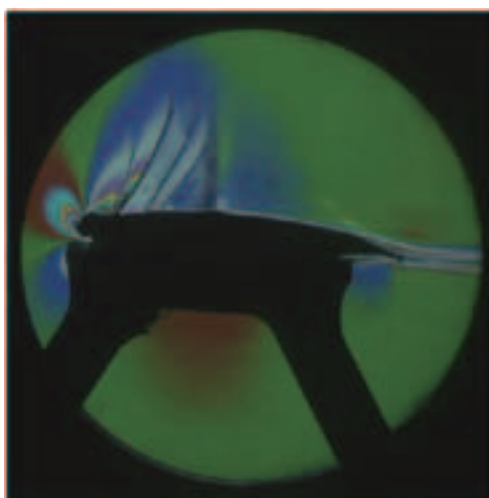
(d) 4deg (11986)



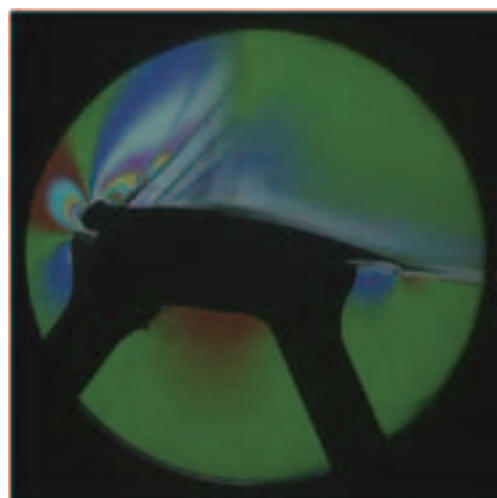
(b) 2deg (11986)



(e) 5deg (11986)

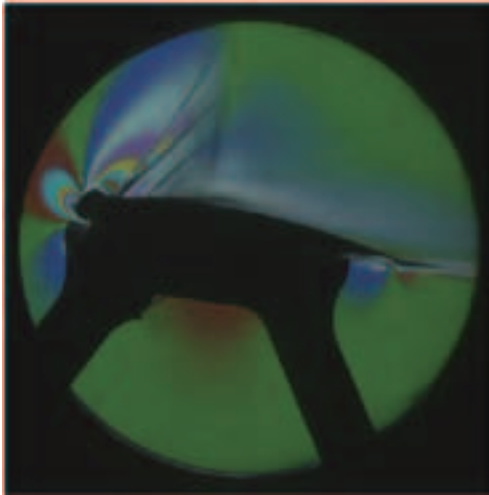


(c) 3deg (11986)



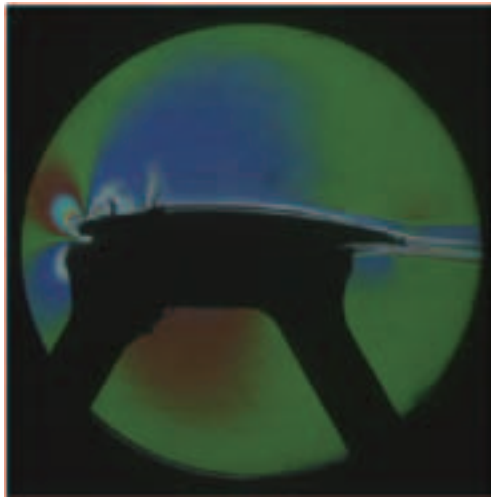
(f) 6deg (11986)

図 F-4 VG (1.2mm48mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角

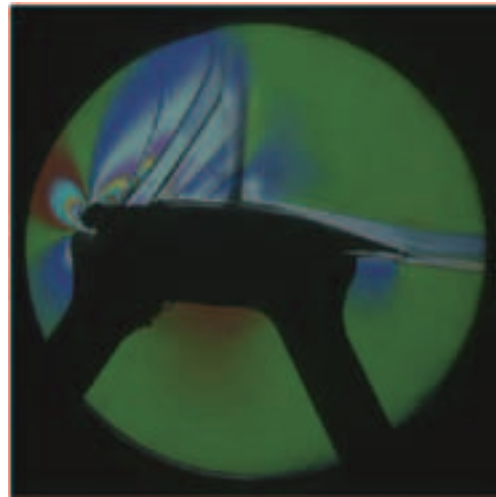


(g) 7deg (11986)

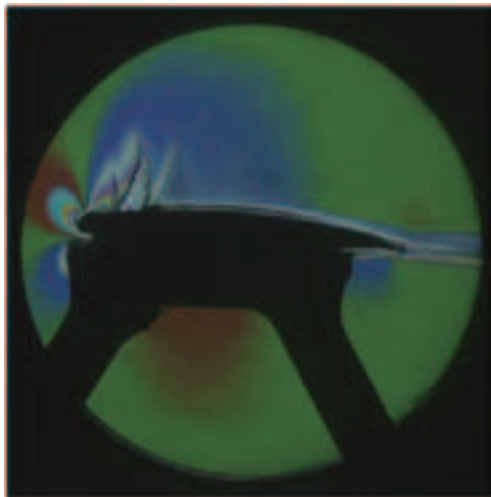
図 F-4(つづき) VG (1.2mm48mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



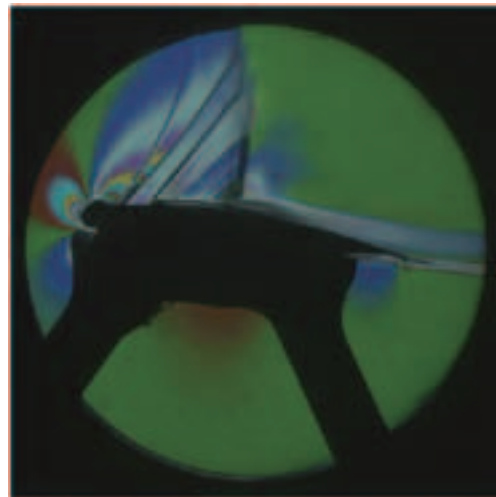
(a) 0deg (11987)



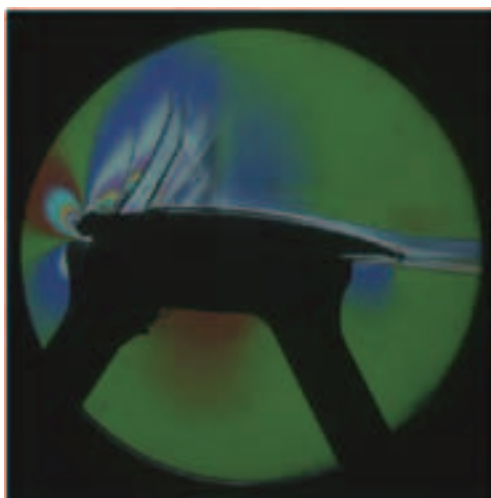
(d) 4deg (11987)



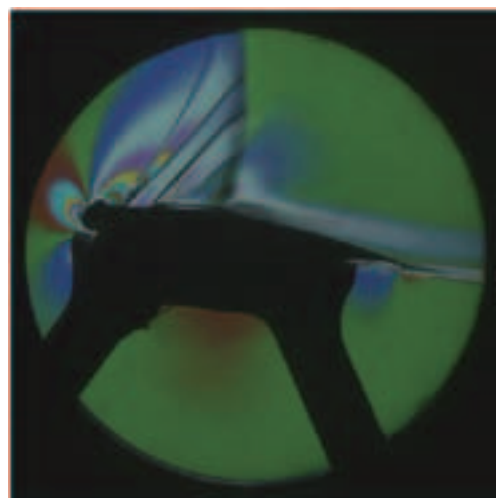
(b) 2deg (11987)



(e) 5deg (11987)

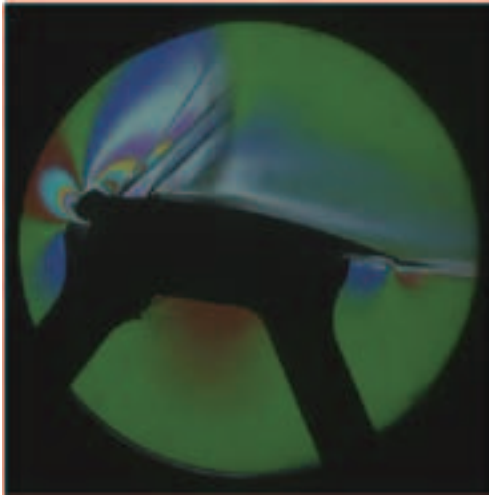


(c) 3deg (11987)



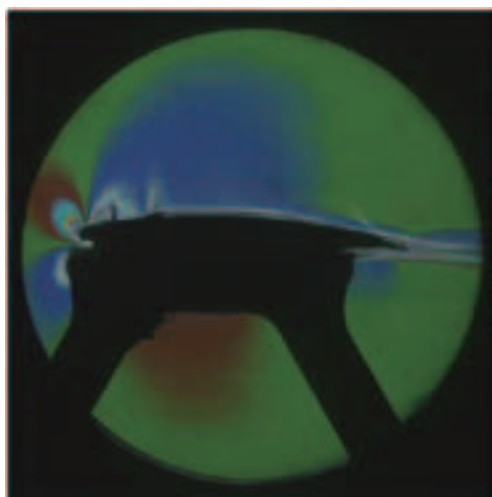
(f) 6deg (11987)

図 F-5 VG (2.4mm24mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角

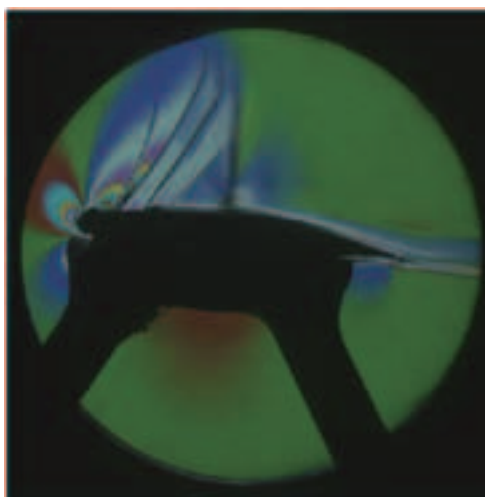


(g) 7deg (11987)

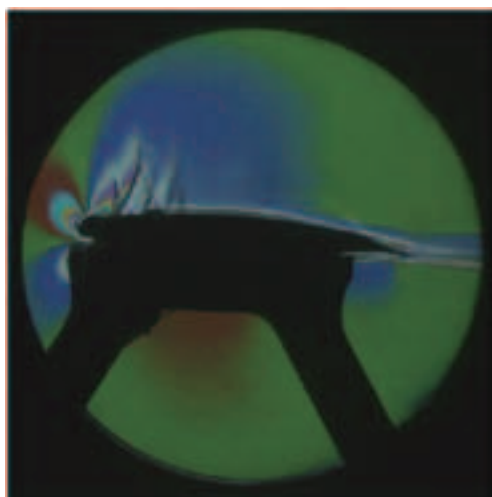
図 F-5(つづき) VG (2.4mm24mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



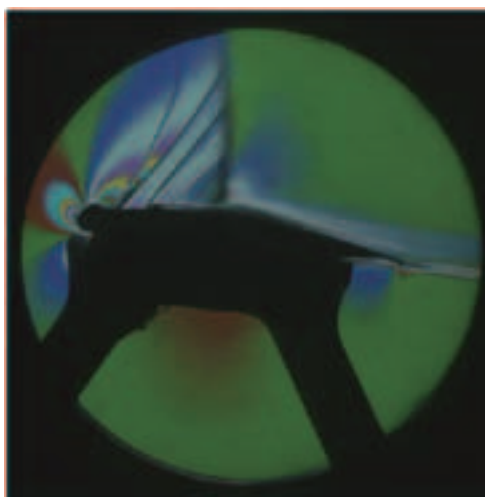
(a) 0deg (11989)



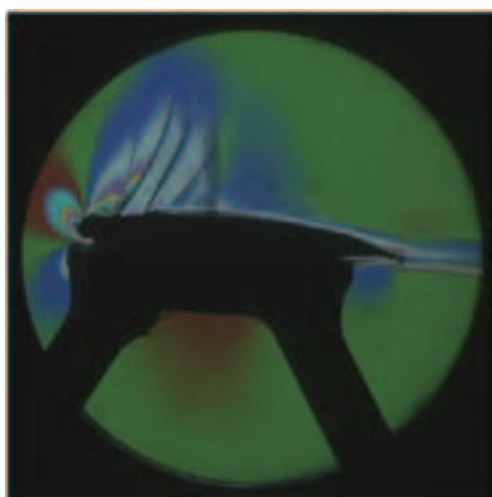
(d) 4deg (11989)



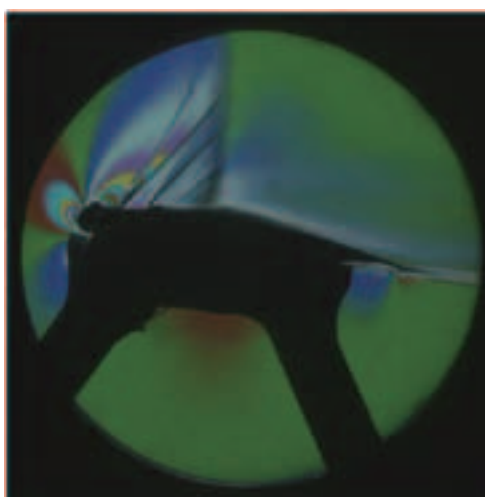
(b) 2deg (11989)



(e) 5deg (11989)

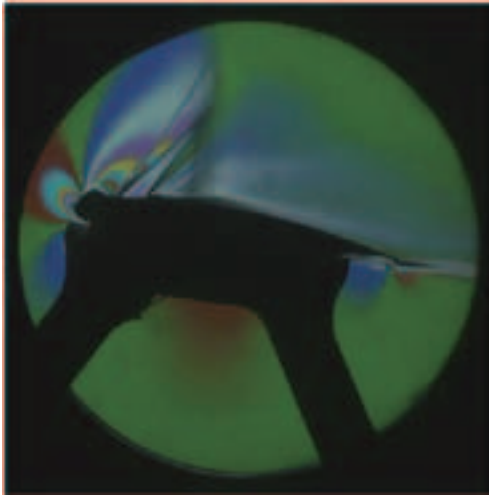


(c) 3deg (11989)



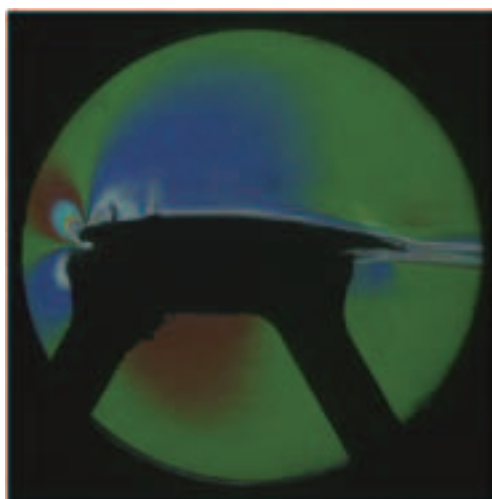
(f) 6deg (11989)

図 F-6 VG (2.4mm48mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角

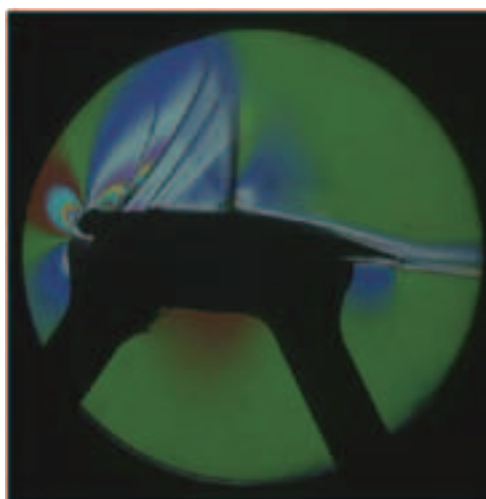


(g) 7deg (11989)

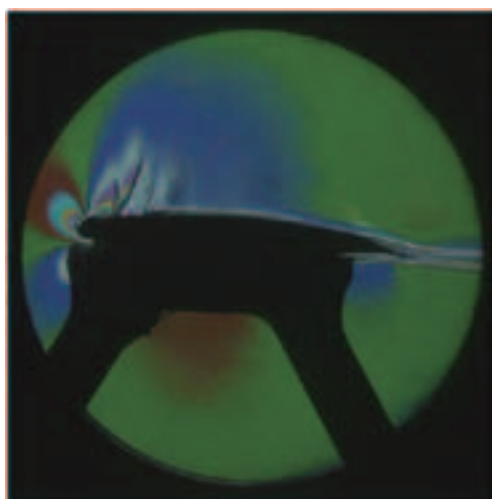
図 F-6(つづき) VG (2.4mm48mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=48\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



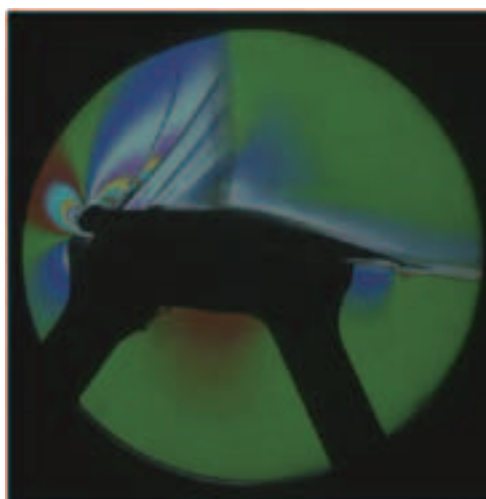
(a) 0deg (11990)



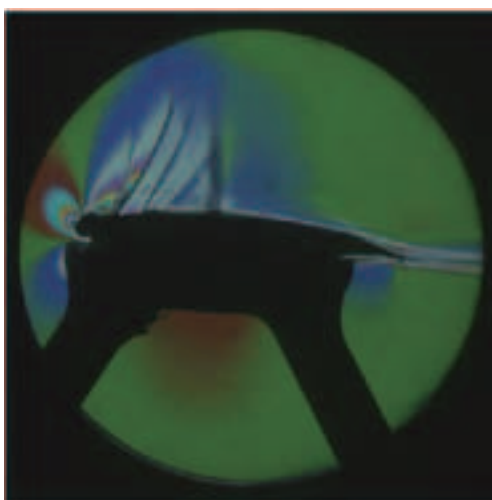
(d) 4deg (11990)



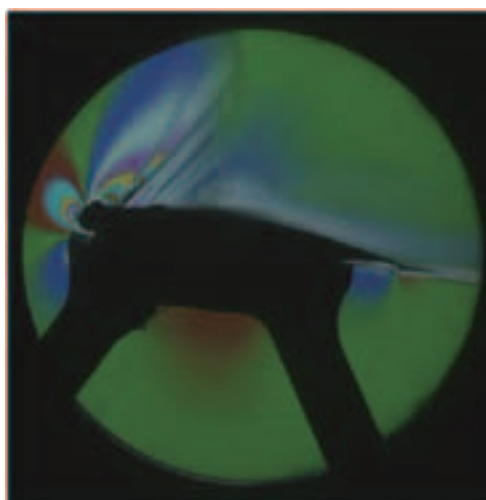
(b) 2deg (11990)



(e) 5deg (11990)

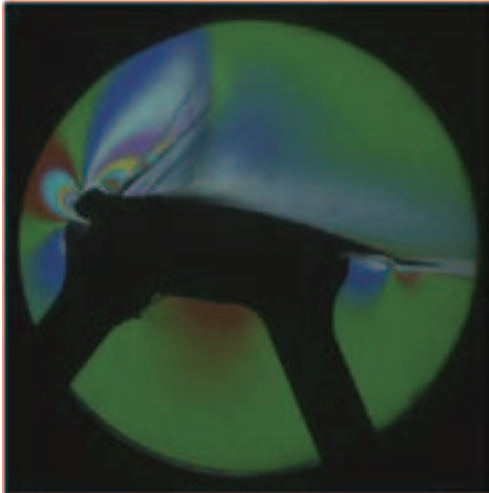


(c) 3deg (11990)



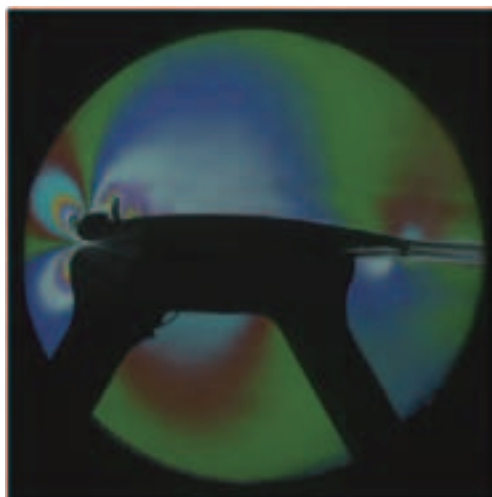
(f) 6deg (11990)

図 F-7 VG (2.4mm96mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=96\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角

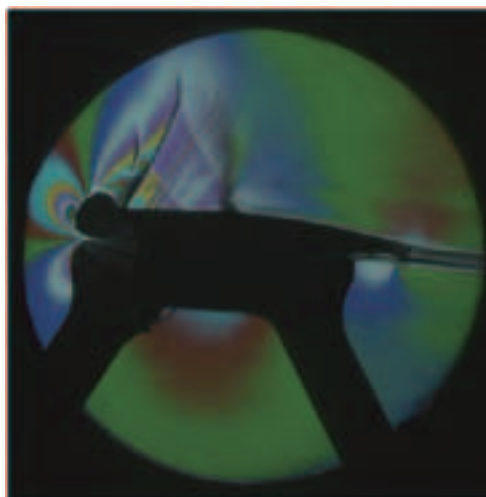


(g) 7deg (11990)

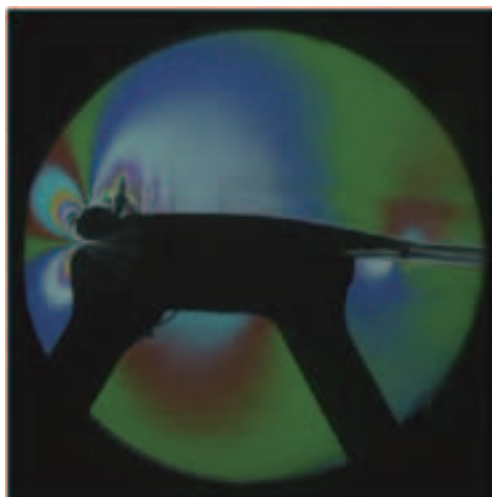
図 F-7(つづき) VG (2.4mm96mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=96\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



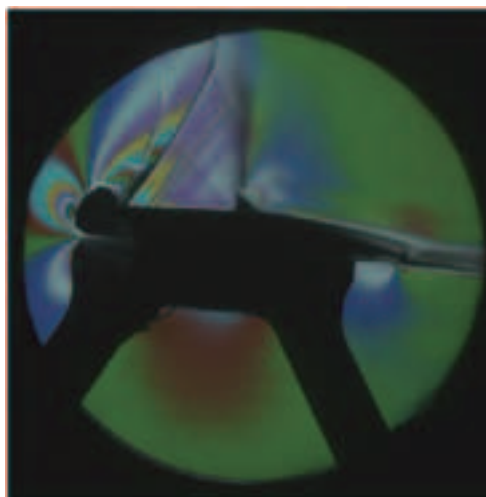
(a) 0deg (11970)



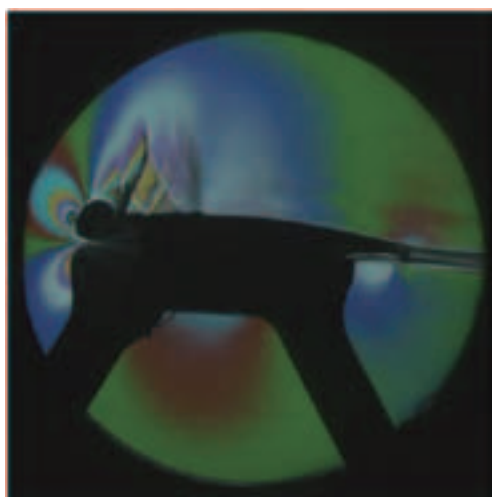
(d) 3deg (11970)



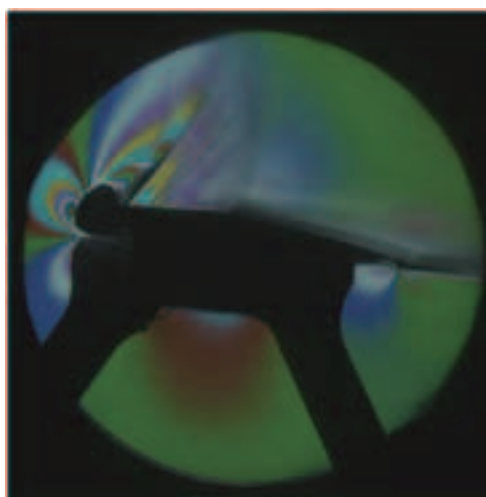
(b) 1deg (11970)



(e) 4deg (11971)

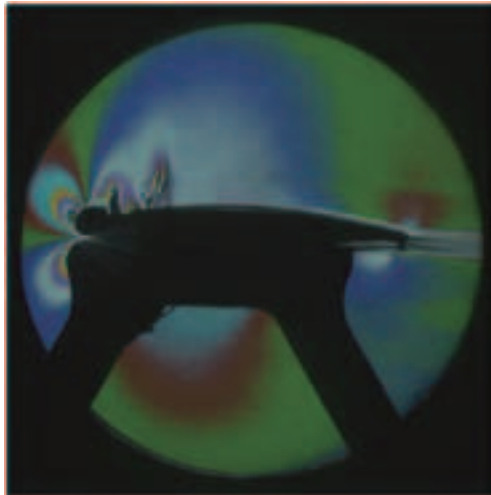


(c) 2deg (11970)

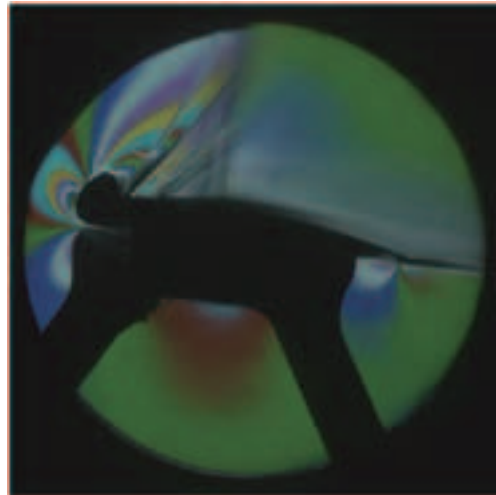


(f) 5deg (11971)

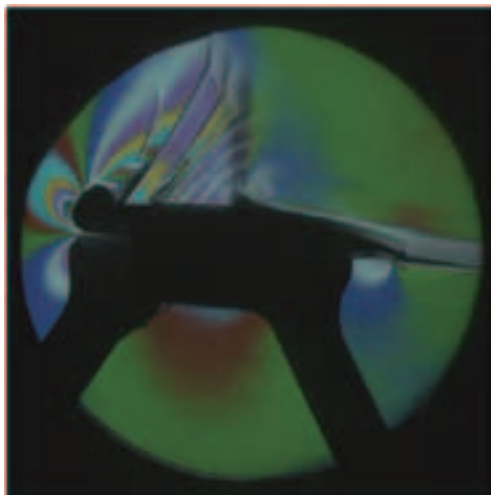
図 F-8 Clean 形態のシュリーレン写真, $Re=10M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角



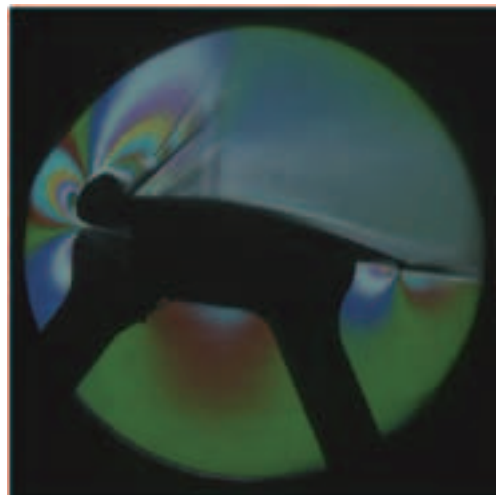
(a) 0deg (11982)



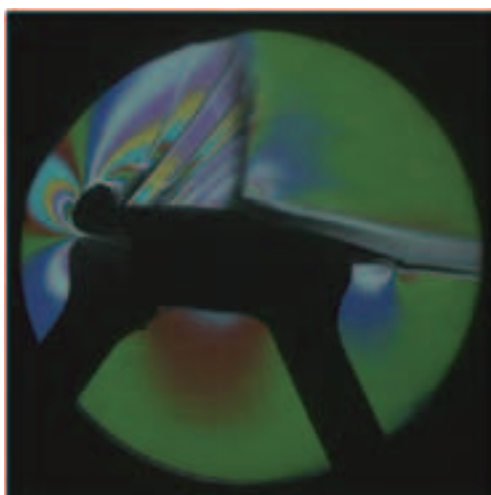
(d) 6deg (11982)



(b) 4deg (11982)



(e) 7deg (11982)



(c) 5deg (11982)

図 F-9 VG (1.2mm12mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真, $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$, $Re=10\text{M}$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角

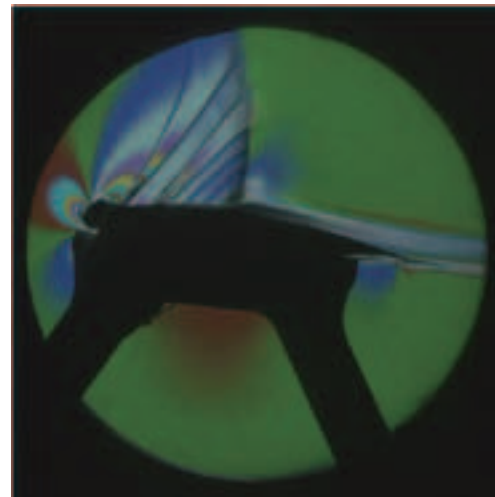
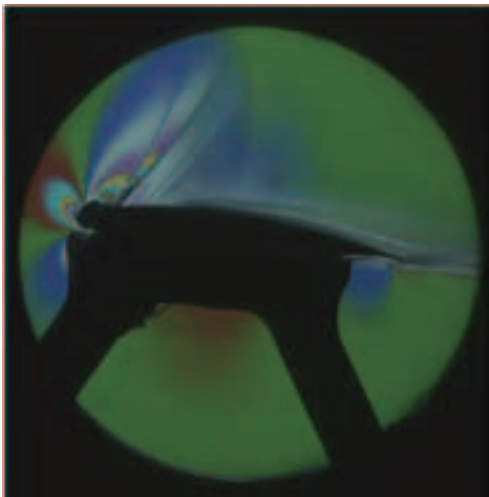
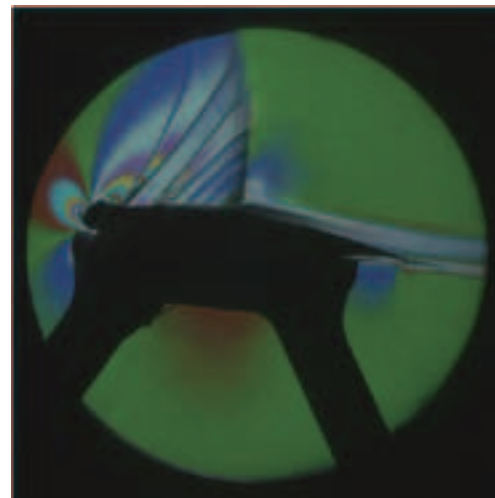
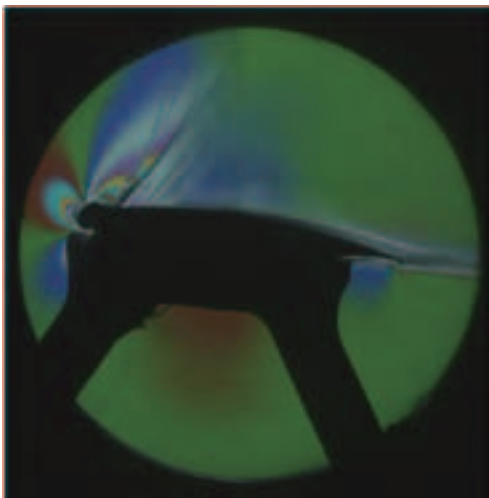
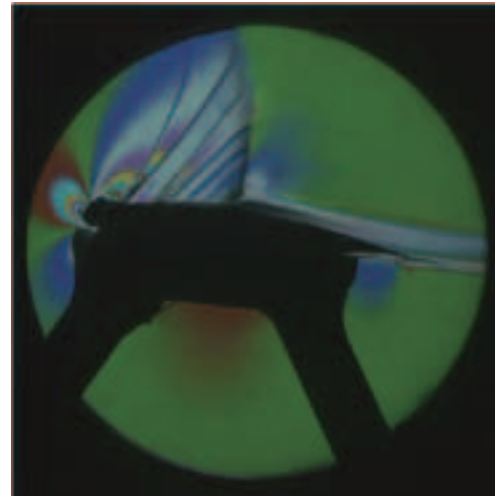
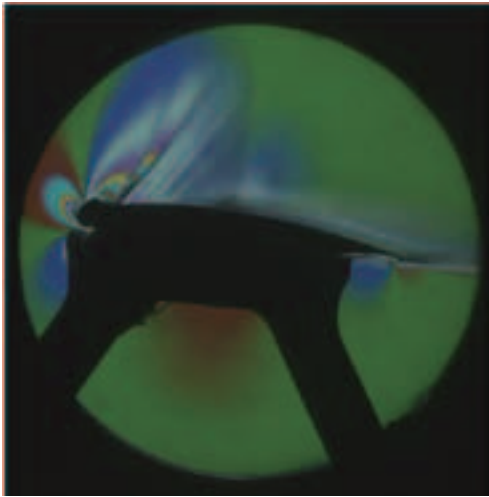


図 F-10 Clean 形態のシュリーレン写真

Re=5M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11967). X/C=50%付近の衝撃波が振動している. 露光時間が長いいため振動している衝撃波は不鮮明に映っている.

図 F-11 VG (1.2mm12mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=20%, Re=5M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11977). X/C=50%付近の衝撃波は振動せず鮮明である.

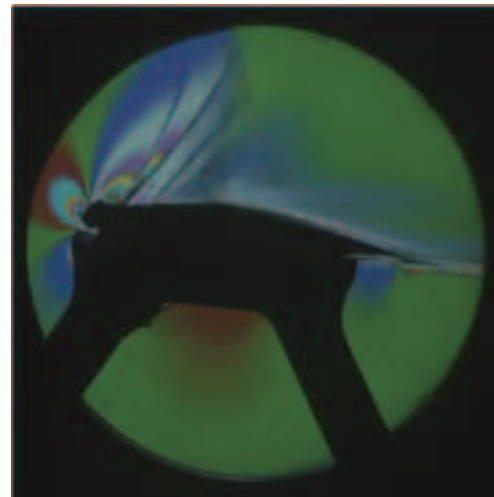
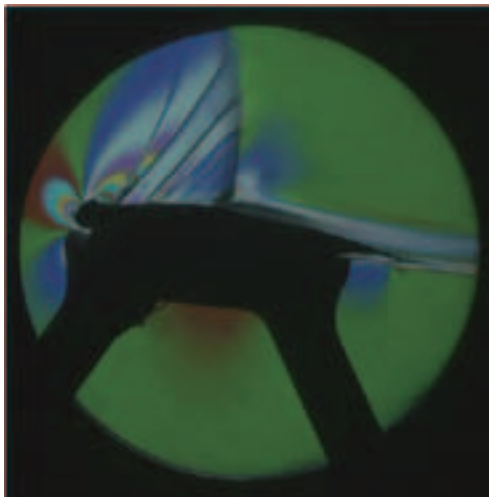
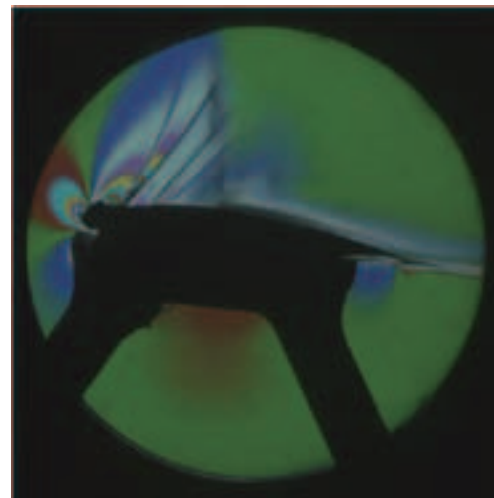
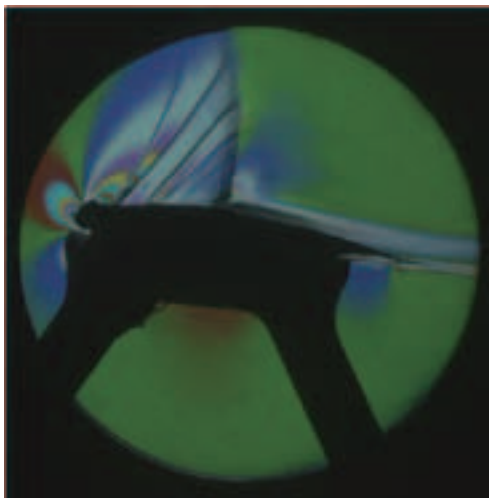
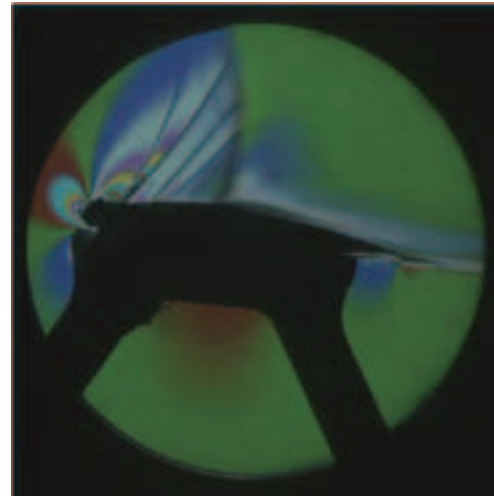
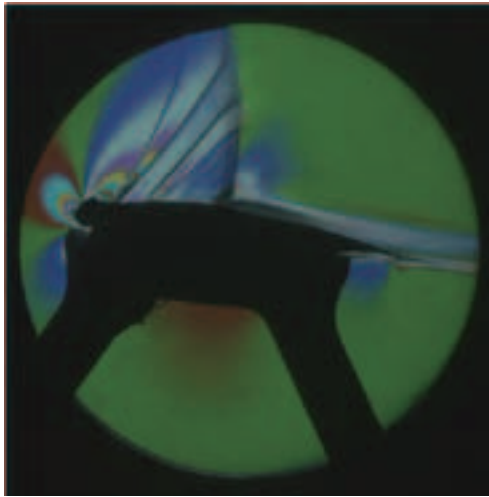


図 F-12 VG (1.2mm24mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=20%, Re=5M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11984). X/C=50%付近の衝撃波は振動せず鮮明である.

図 F-13 VG (1.2mm48mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=20%, Re=5M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11986). X/C=50%付近の衝撃波が振動し, 不鮮明である.

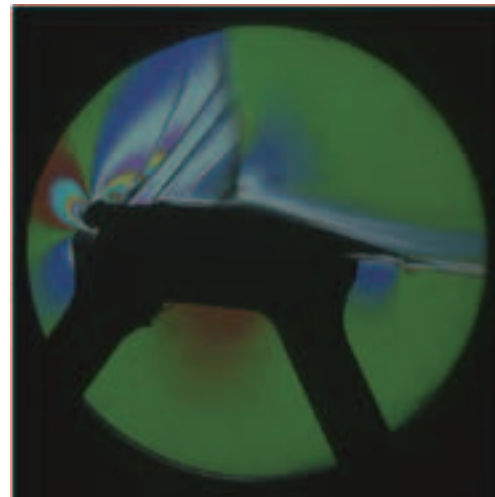
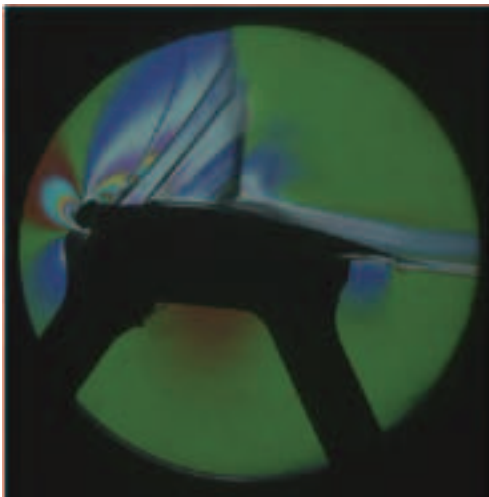
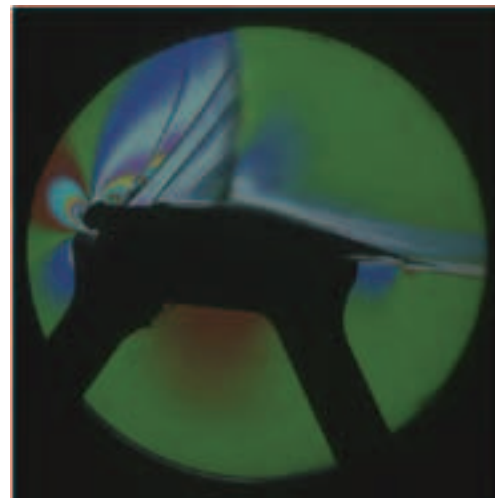
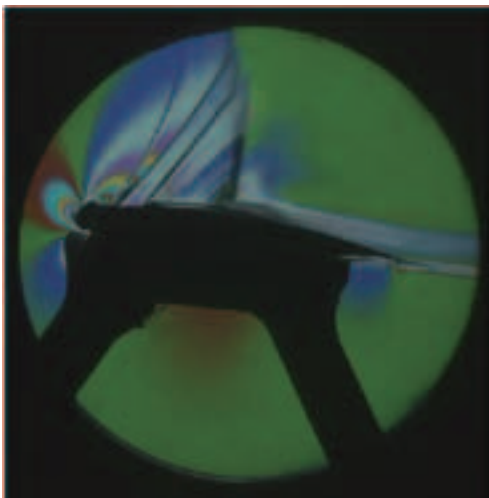
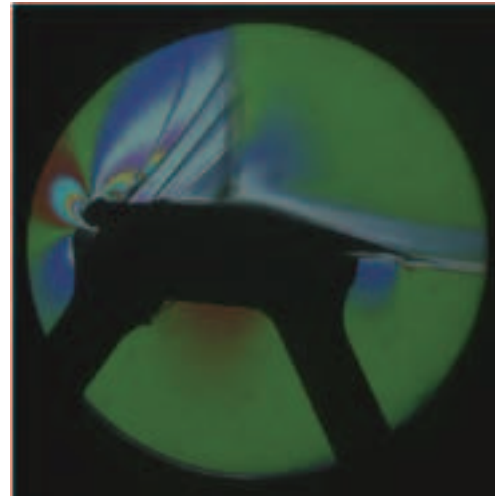
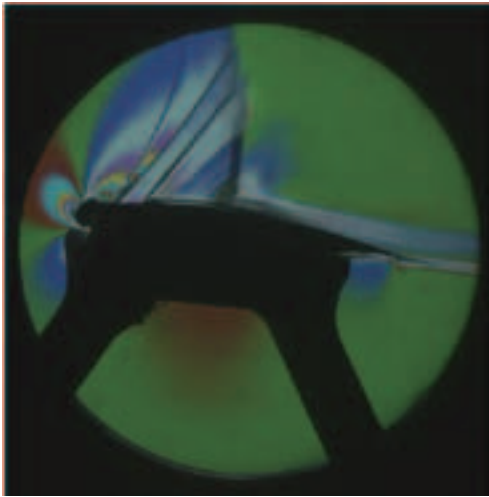


図 F-14 VG (2.4mm24mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真

Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=20%, Re=5M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11987). X/C=50%付近の衝撃波は振動せず鮮明である.

図 F-15 VG (2.4mm48mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真

Hv=2.4mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=20%, Re=5M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11989). X/C=50%付近の衝撃波はわずかに振動している

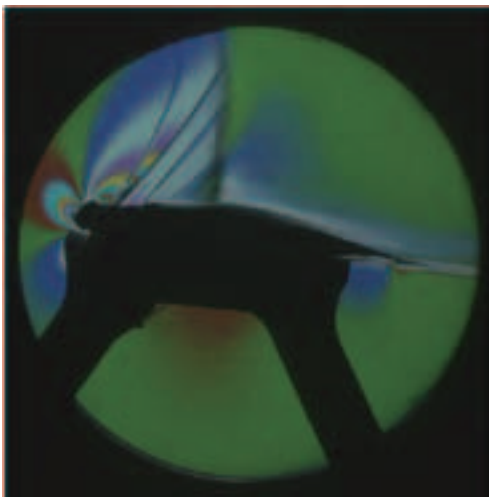
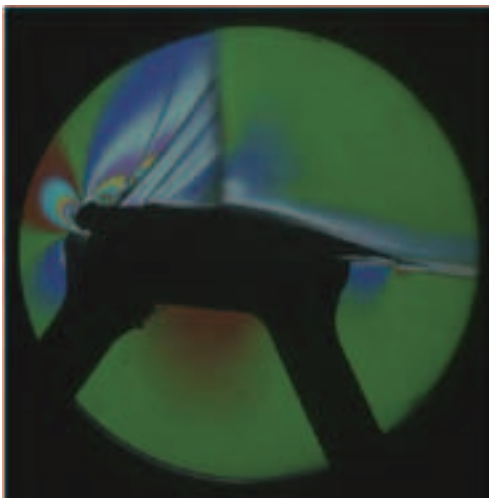
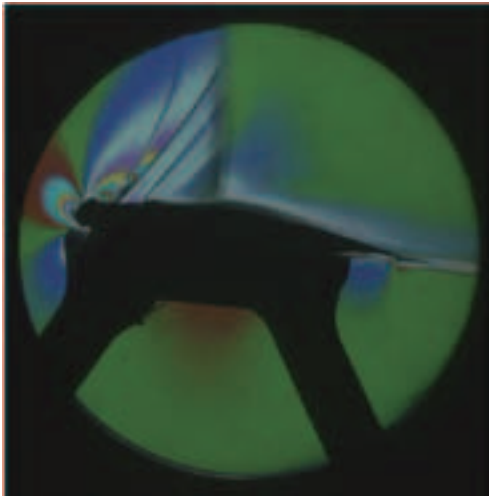


図 F-16 VG (2.4mm96mm20deg20%AR4) 形態のシュリーレン写真

Hv=2.4mm, Dv=96mm, Av=20deg, Xv/C=20%, Re=5M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11990). X/C=50%付近の衝撃波は振動せず鮮明である.

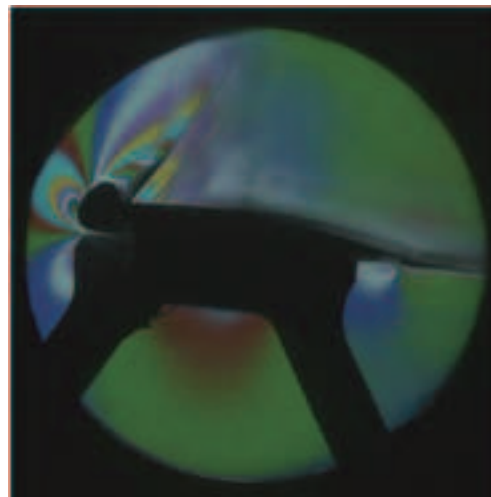
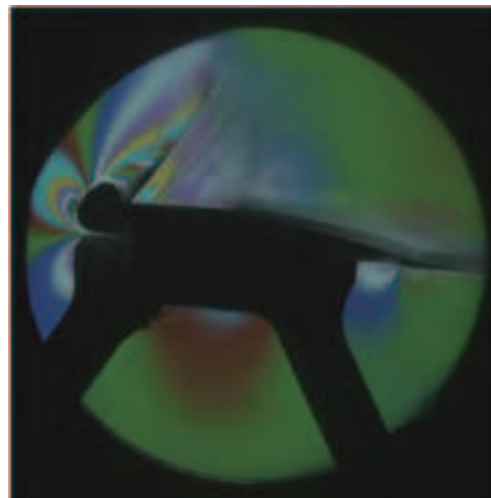
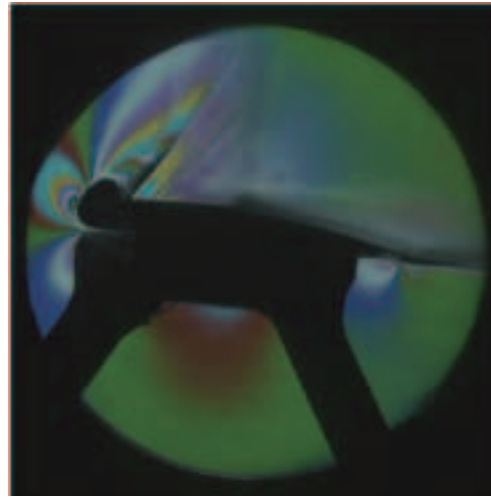


図 F-17 Clean 形態のシュリーレン写真

Re=10M, M=0.70, 設定迎角 5deg の連続した 3 枚の画像(11971). X/C=50%付近の衝撃波が振動している.

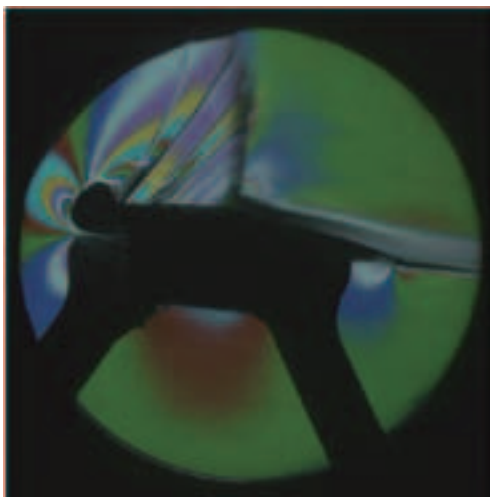
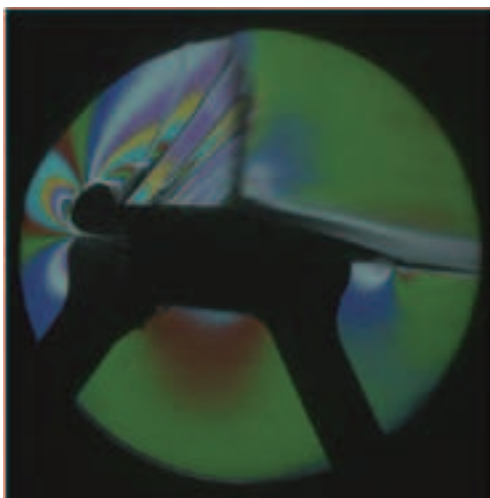
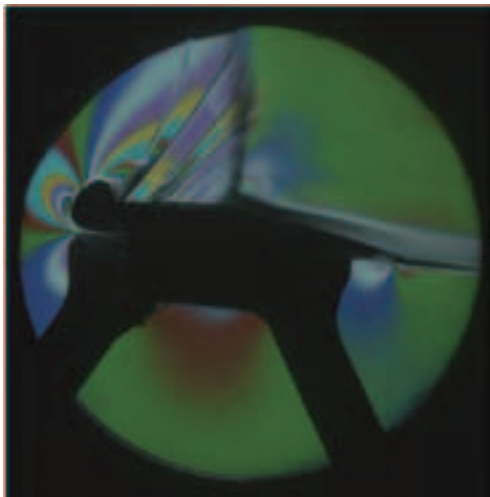


図 F-18 VG (1.2mm12mm20deg20%AR4)
形態のシュリーレン写真

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=20\%$,
 $Re=10M$, $M=0.70$, 設定迎角 5deg の連続した
3 枚の画像(11982). $X/C=50\%$ 付近の衝撃波
は振動せず鮮明である.

Appendix (G) クリーン形態およびVG形態のオイルフロー画像

図 G-1 から図 G-14 に、オイルフローの写真を示す。奇数番の左舷のみを示した写真は、試験時に撮影した動画より切り出したものである。偶数番の翼全体の写真は、風洞停止後に模型の下流から撮影したものである。図下部の表記は設定 AoA である。翼端のマーカおよび黒色の線は、X/C=30, 40, 45, 50, 60, 70, 80, 90%位置を示す。黄色のテープは圧力孔列をふさいだものである。

図 G-1 と図 G-2 の Clean 形態に着目すると、設定 AoA=4deg では、スパン方向に伸びる直線状のオイルだまりを X/C=0.45 付近で観察できる。このオイルだまりは、衝撃波により形成されたと考えられる。オイルだまりの下流は、付着流れとなっており、乱流境界層特有の一様流方向に伸びる直線状の平行な複数のラインを確認できる。流れは 2 次元である。設定 AoA=5deg では、翼端近傍のスパン方向にのびる直線状のオイルだまりがなくなる。中央部のスパン方向の直線状のラインも引きのばされたようになり不鮮明である。さらに、詳細にみるとスパン方向の中央部の後縁のごく一部は逆流している。Clean 形態の設定 AoA=5deg は、シュリーレン上では衝撃波が振動している迎角であり、オイルフローとシュリーレンの結果との整合性はとれている。設定 AoA=6deg は、さらに 2 次元性がぐずれる。詳細にみるとスパン方向中心で逆流する向きの対向渦が翼上面に存在することが分かる。以上の結果より、大まかに 3 つのタイプの迎角に分けられる。①バフエット状態に至らず 2 次元流れが維持できている迎角（設定 AoA=4deg まで）、②バフエット状態ではあるが、翼中央部は概ね 2 次元性が維持できている迎角（設定 AoA=5deg）、③バフエット状態であり翼上面に渦が生じるなど 3 次元性が強い状態（設定 AoA=6deg 以上）。2 次元翼模型の風洞試験としては、②までが妥当な領域と考えられる。2 次元性が維持できているのは、バフエットに入った直後の迎角までとして、空力係数や C_p について議論した方が良いと考える。

図 G-3 と図 G-4 に VG ありの $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$ (VG1.2mm12mm20deg20%AR4) のオイルフローの写真を示す。VG により形成される縦渦の回転の向きは、下流から見て反時計回りの向きである。縦渦により気流が翼面に衝突する位置（上面から見て VG の左側）ではオイルは吹き飛ばされて無くなる。縦渦により流れが翼面から離れる位置（上面からみて VG の右側）ではオイルがたまる。そのため、VG 下流の縦渦の下には、オイルが薄くなった上流から下流に向かう直線上の領域と濃くなった直線状の領域が左舷端から右舷端に向けて交互に並ぶ。図 G-3 の設定 AoA=0deg では、この直線群を明瞭に確認できる。詳細に見ると、この直線群は右舷側に向かい斜めに流れている。これは縦渦とその鏡像渦が右舷側に向かう流れを誘起するからである。設定 AoA=3deg や 4deg では、スパン方向にのびる衝撃波のオイルだまりと VG の作る縦渦が干渉し、X/C=45%付近に複雑な模様を作り出している。衝撃波と干渉する位置を除くと、設定 AoA=5deg までは、縦渦の作るオイルパターンは概ね直線状にのびており VG の縦渦による 3 次元性を除けば概ね 2 次元的な流れであったことが分かる。Clean 形態で衝撃波による直線状のオイルだまりが崩れた設定 AoA=5deg でも、図 G-3 と図 G-4 では X/C=45%付近で明瞭なオイルパターンが残っており、VG により衝撃波の振動が抑えられたことを確認できる。設定 AoA=6deg では、X/C=45%付近のオイルパターン

は崩れ、衝撃波が振動し始めたことを示している。また、スパン方向の中央部の後縁と、翼の右舷端の後縁を詳細に見ると、流れが逆流していることも分かる。上述のように反時計回りの縦渦列は鏡像渦と対になり右舷方向への二次流れを誘起する。この二次流れにより、右舷端付近に境界層は集められ、右舷端の境界層の運動量は低下する。その結果として、右舷端では逆流が起きたものと考えられる。設定 $AoA=8deg$ では、衝撃波によるオイルだまりは不明瞭であり、衝撃波が振動していることは明らかである。翼後縁の右舷側はほとんど逆流領域となり、オイルフローのパターンは左右非対称である。

図 G-5 から図 G-8 には、VG 高さが 1.2mm の間隔を変化させた結果を示す。VG 高さを変化させず、間隔を変化させていくと以下のような傾向であった。①衝撃波と縦渦の干渉による $X/C=45\%$ 付近のパターンの間隔は広くなり、クリーン形態のようなスパン方向に直線状のオイルだまりの領域が広がる。②右舷端後縁の逆流領域は縮小していく。③後縁のスパン方向中央部の逆流領域が広がる。また、例えば、図 G-7 の設定 $AoA=3deg$ では、縦渦による上下流にのびるオイルだまりと後縁の交点付近で局所的な逆流が見られる。

図 G-9 から図 G-14 のように、VG の高さを高くすると以下のような傾向を示す。① $Hv=2.4mm$ の方が、 $Hv=1.2mm$ よりも $X/C=45\%$ 付近の衝撃波と縦渦の干渉により形成されるパターンのサイズが大きく、同位置での VG の影響領域が広い。② Dv が等しい場合、 Hv が高い方が後縁の翼スパン中央の剥離領域は小さい。

C_L において、VG の効果が明瞭な $VG1.2mm12mm20deg20\%AR4$ 、 $VG1.2mm24mm20deg20\%AR4$ 、 $VG2.4mm24mm20deg20\%AR4$ の 3 条件では、 $X/C=45\%$ 付近の衝撃波の位置で、直線的なオイルだまりの領域はほとんどなく、スパン方向全体に VG が影響している。 C_L において VG 効果がわずかであった $VG1.2mm48mm20deg20\%AR4$ や $VG2.4mm96mm20deg20\%AR4$ は、衝撃波位置での直線的なオイルだまりの領域が長く、VG の影響領域がスパン方向全体には達していない。バフエツト抑制のためには、スパン方向全体に VG の影響領域が広がる方が優位であることは間違いない。他方、シュリーレン動画を見る限り、 C_L での差異が小さい $VG1.2mm48mm20deg20\%AR4$ や $VG2.4mm96mm20deg20\%AR4$ であっても、衝撃波の振幅を抑制する効果はある。両条件の VG の影響領域はオイルフローのパターンを見る限り非常に限られている。それにもかかわらず、衝撃波の振幅を抑制する効果が生まれることは非常に興味深い。縦渦によるスパン方向の情報の分断効果 (Fire wall effect) の傍証とも考えられる。

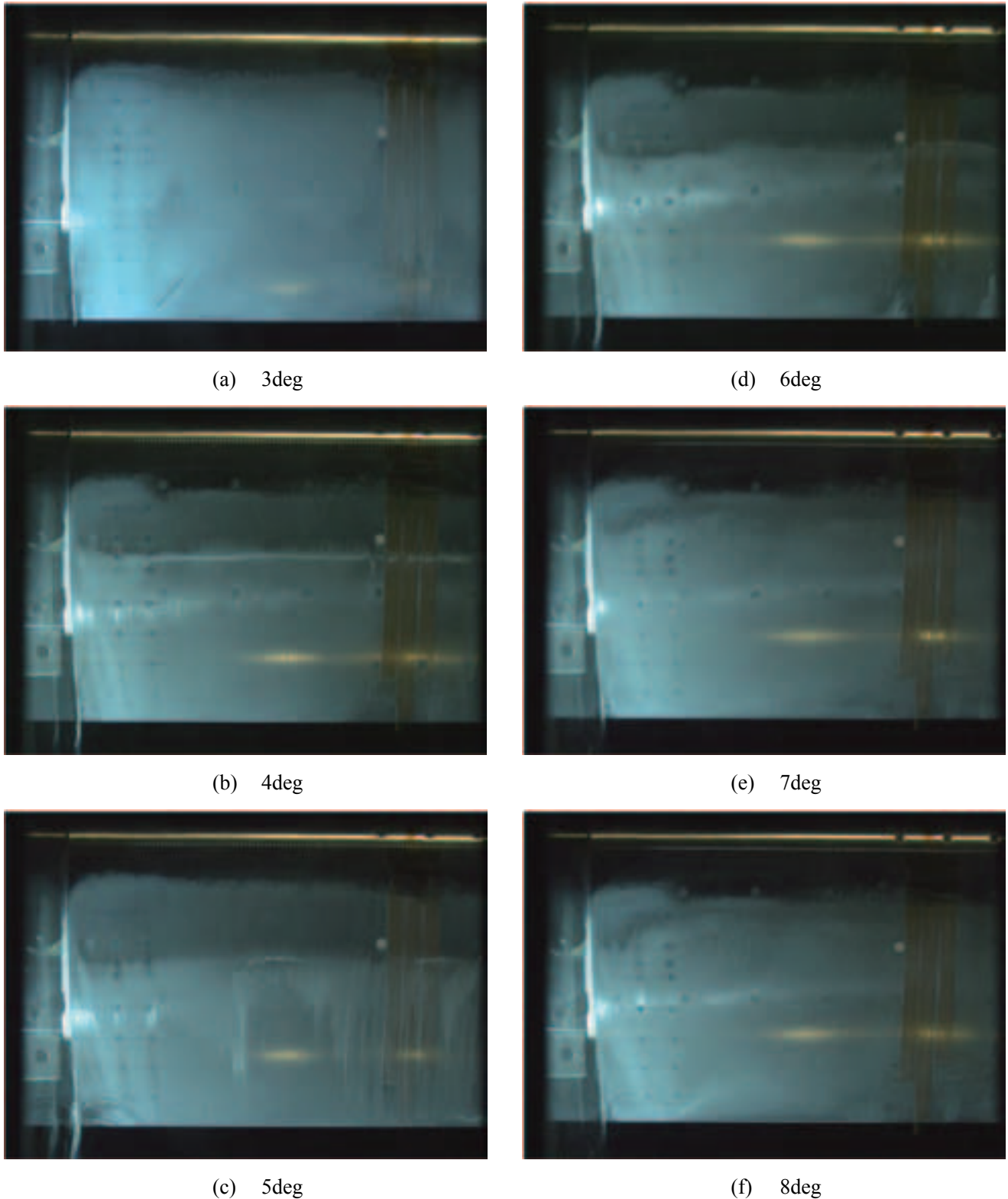
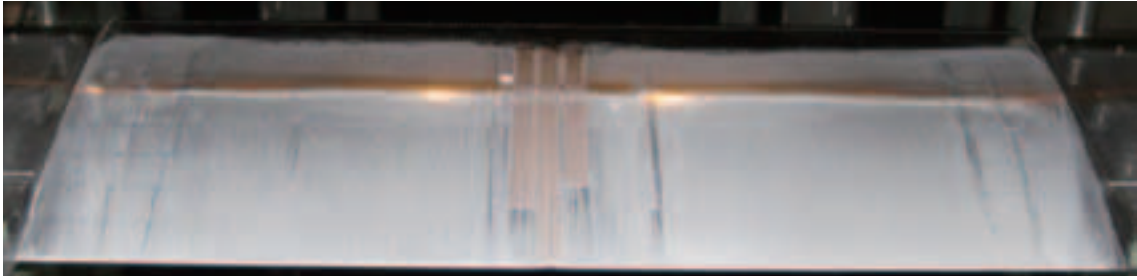
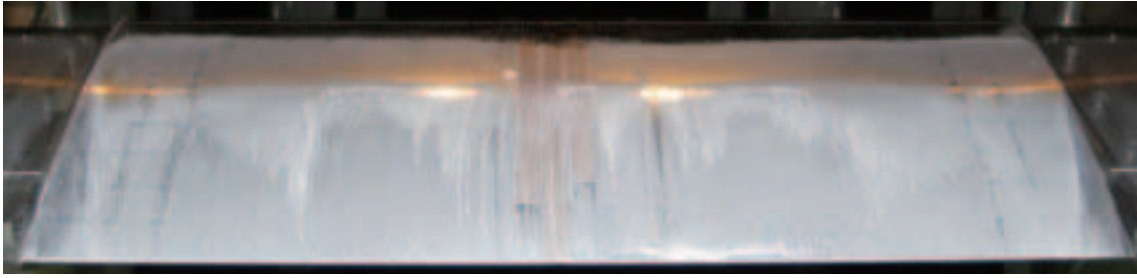


図 G-1 Clean 形態オイルフロー画像(左舷側)

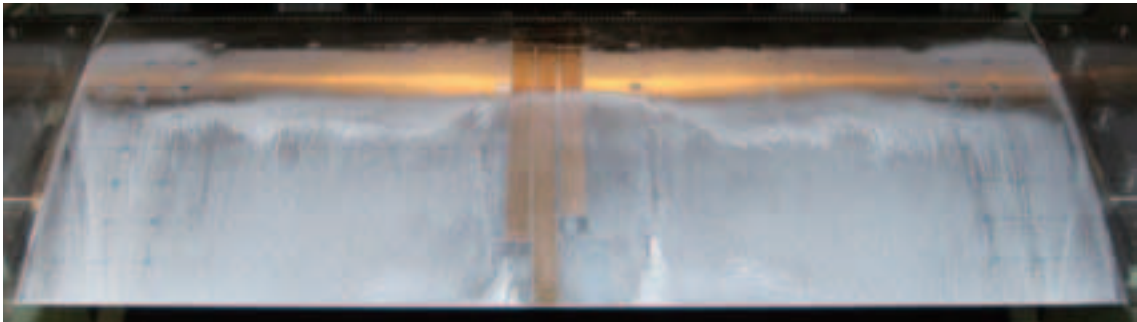
Re=5M, M=0.70. 流れの向きは上から下. 黄色のテープは圧力孔保護のためのシールテープ. 最右手のテープが模型中心付近. 翼端より右舷側に引いた線とマーカーは X/C=30%, 40%, 45%, 50%, 60%, 70%, 80%, 90%. 設定迎角を表示. 迎角 4° で X/C=45%付近に衝撃波による明瞭な直線状のオイルだまりが存在する. 迎角 5° では, 中央付近で明瞭な直線状のオイルだまりが存在するが側壁近傍にはない.



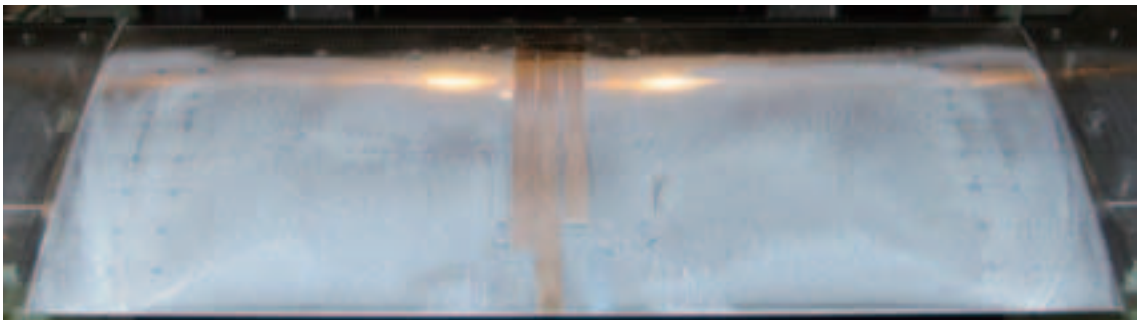
(a) 4deg



(b) 5deg



(c) 6deg



(d) 8deg

図 G-2 Clean 形態オイルフロー画像(全体).

設定迎角を維持して風洞を停止。風洞停止後に下流よりフローパターンを撮影。流れの向きは図の上から下。黄色のテープは圧力孔保護のためのシールテープ。翼端より引いた黒色の線とマーカーは $X/C=30\%$, 40% , 45% , 50% , 60% , 70% , 80% , 90% を示す。

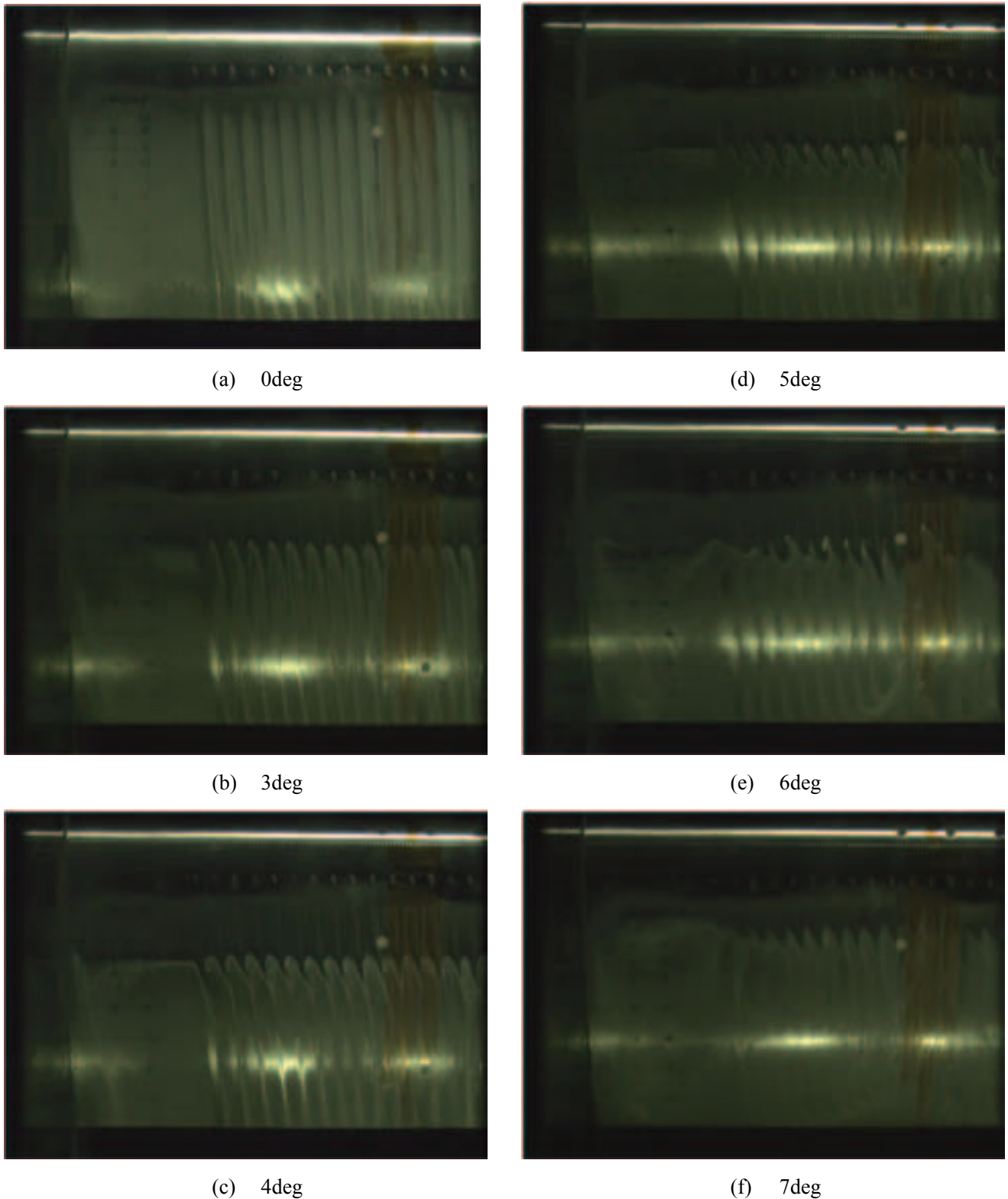
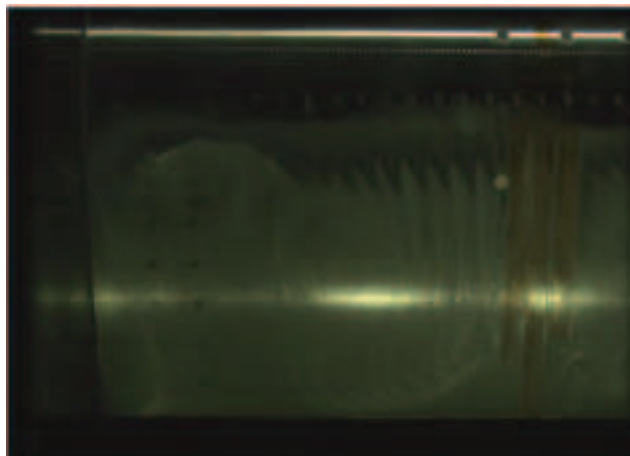


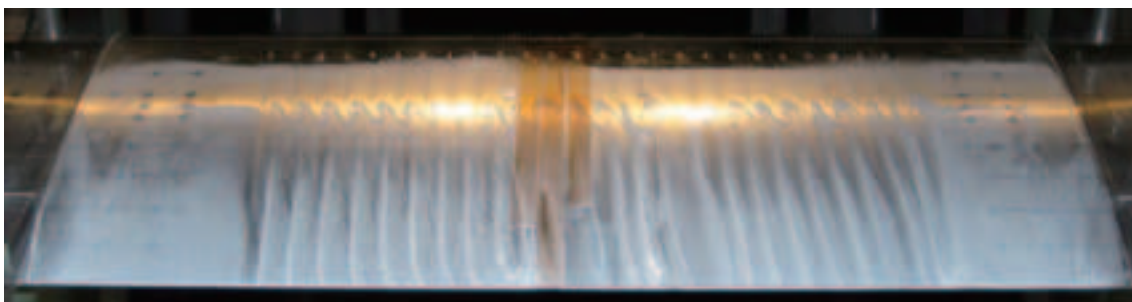
図 G-3 VG (1.2mm12mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側).

Re=5M, M=0.70. 流れの向きは図の上から下. 設定迎角にて表示. スパン方向のオイルだまりは直線ではなく, 衝撃波と縦渦の干渉による繰り返しパターンの複雑な形状. 衝撃波下流では, 縦渦による上下流方向のオイルだまりが存在. 迎角 5° においても $X/C=45\%$ 付近の衝撃波によるオイルだまりのパターンは明瞭である. 迎角 6° では, オイルだまりの繰り返しのパターンは崩れ, 翼後縁の中心付近で逆流が存在する.



(g) 8deg

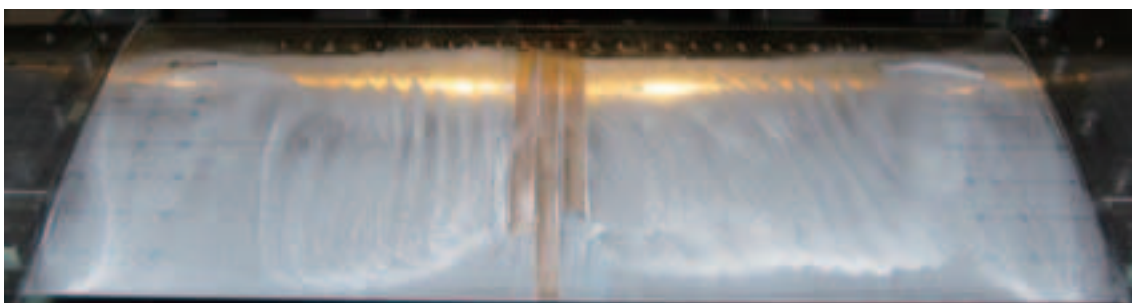
図 G-3 VG (1.2mm12mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側)(つづき)



(a) 5deg



(b) 6deg



(c) 8deg

図 G-4 VG (1.2mm12mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(全体).

縦渦は下流から見て反時計方向に回転. 迎角 6° , 8° では, 翼後縁の剥離パターンが左右で非対称, 右舷側の剥離領域が広い.

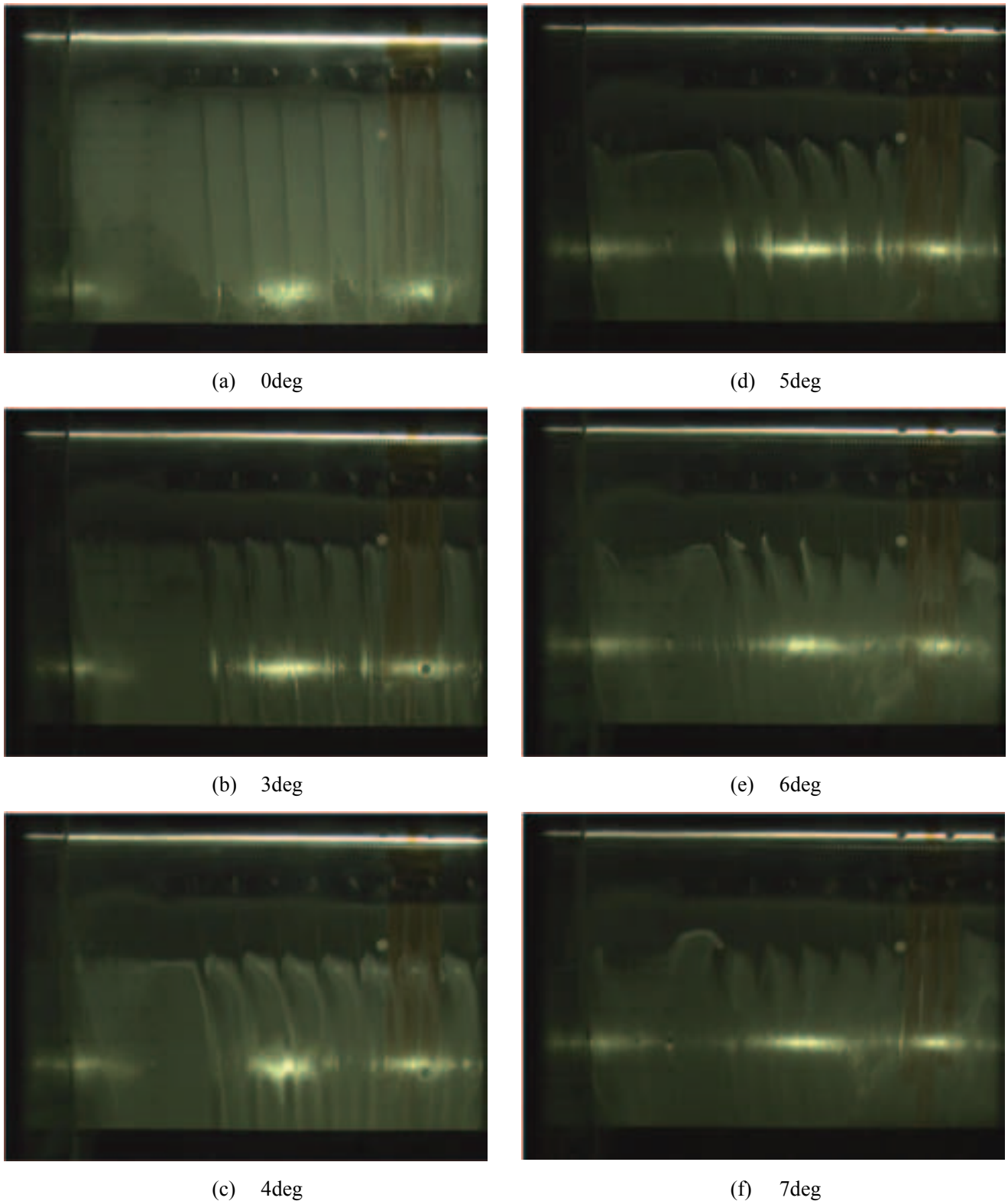
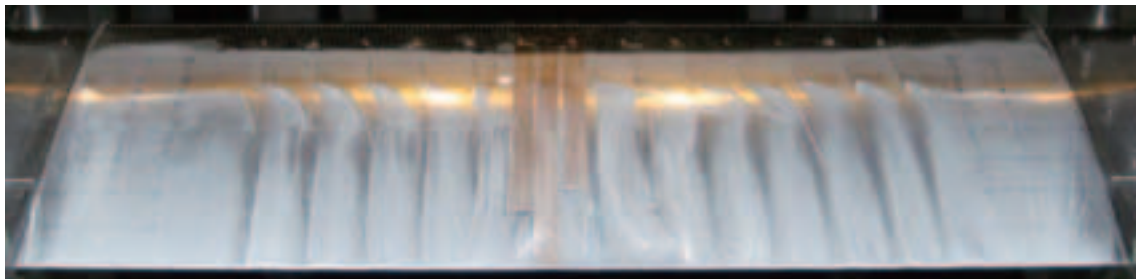
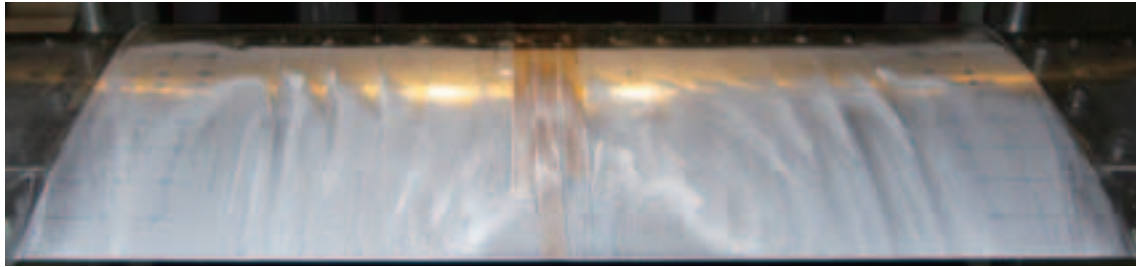


図 G-5 VG (1.2mm24mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側).

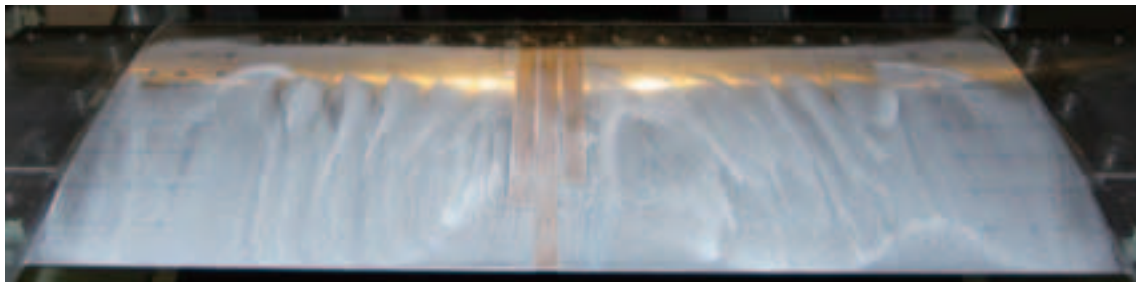
Re=5M, M=0.70. 流れの向きは図の上から下. 設定迎角にて表示. スパン方向のオイルだまりは直線ではなく, 衝撃波と縦渦の干渉による繰り返しパターンの複雑な形状. 衝撃波下流では, 縦渦による上下流方向のオイルだまりが存在. 迎角 5° では, X/C=45%付近の衝撃波によるオイルだまりのパターンは明瞭であるが, 翼後縁の中心付近でわずかに逆流が見られる. 迎角 6° では, 翼後縁中心部に明瞭な剥離領域が存在.



(a) 5deg



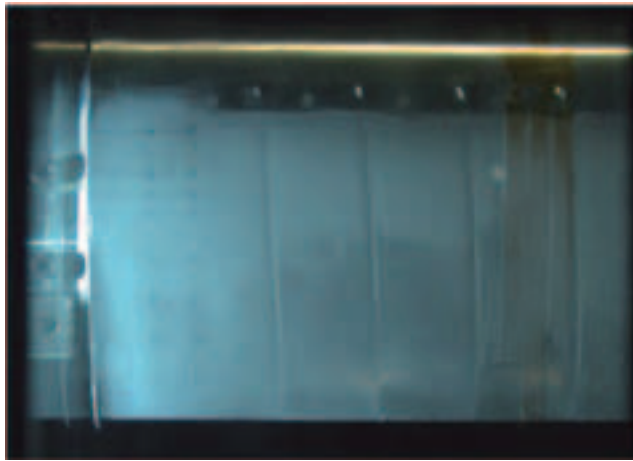
(b) 6deg



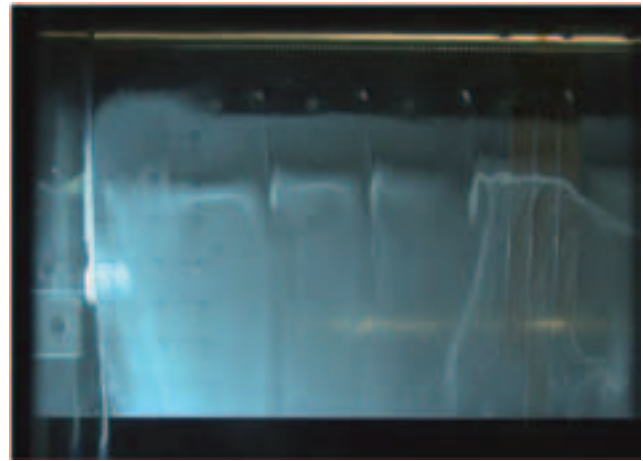
(c) 8deg

図 G-6 VG (1.2mm24mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(全体).

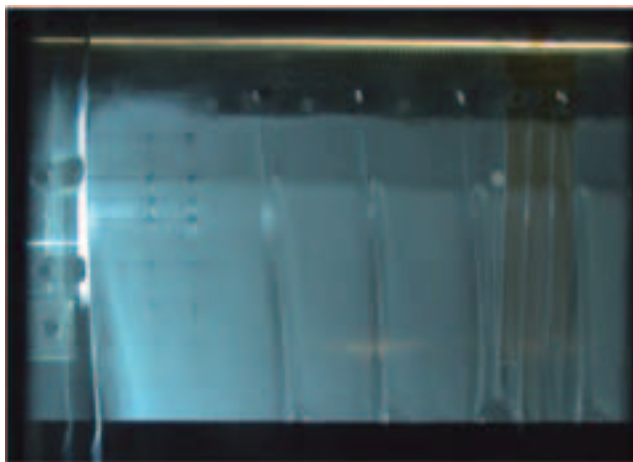
縦渦は下流から見て反時計方向に回転. 迎角 6° は後縁の中心付近のみが逆流. 間隔 12mm のケースよりも左右のパターンは対称である.
 8° では, 翼後縁の剥離パターンが左右で非対称であり, 右舷側の剥離領域が広い.



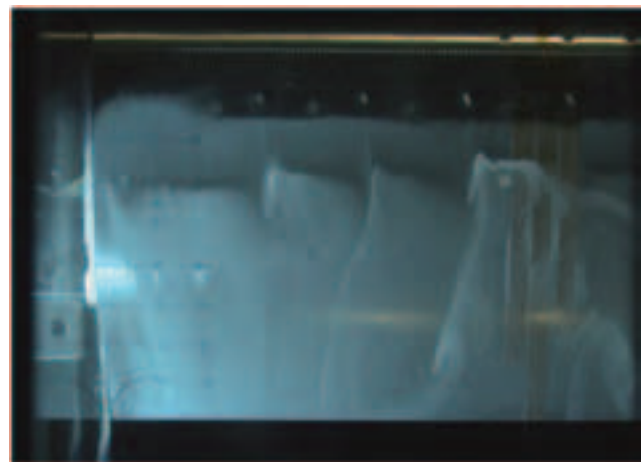
(a) 0deg



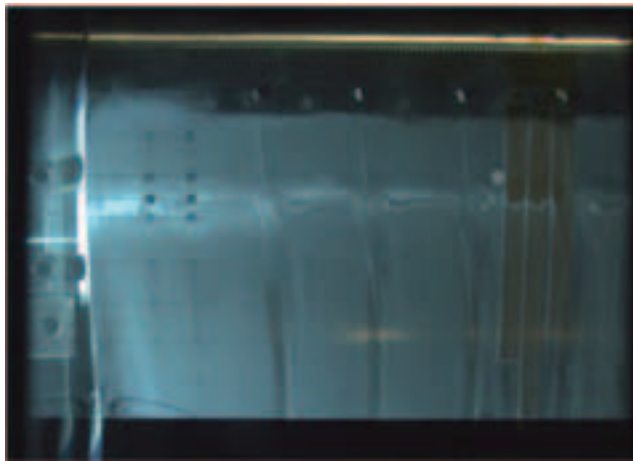
(d) 5deg



(b) 3deg



(e) 6deg



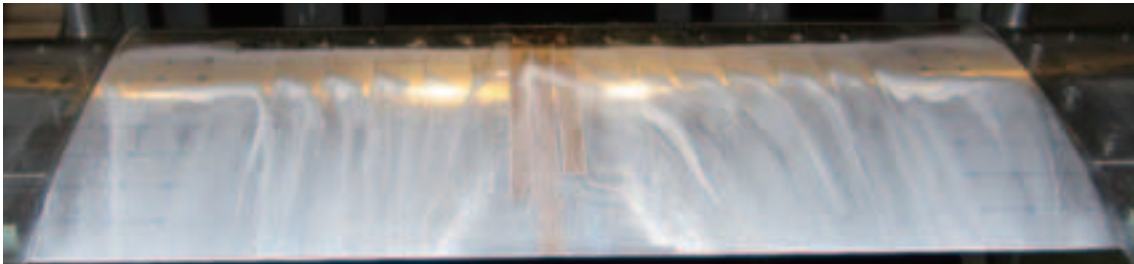
(c) 4deg

図 G-7 VG (1.2mm48mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側).

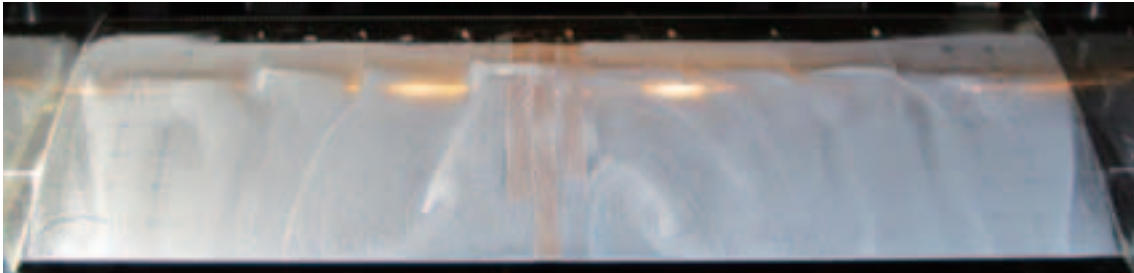
Re=5M, M=0.70. 流れの向きは図の上から下. 設定迎角にて表示. 遮光照明あり. 衝撃波下流では, 縦渦による上下流方向のオイルだまりが存在. 迎角 4° では, X/C=45%付近の衝撃波剥離によるオイルだまりは明瞭. 迎角 5° で, 翼後縁中心部に逆流領域が存在.



(a) 4deg



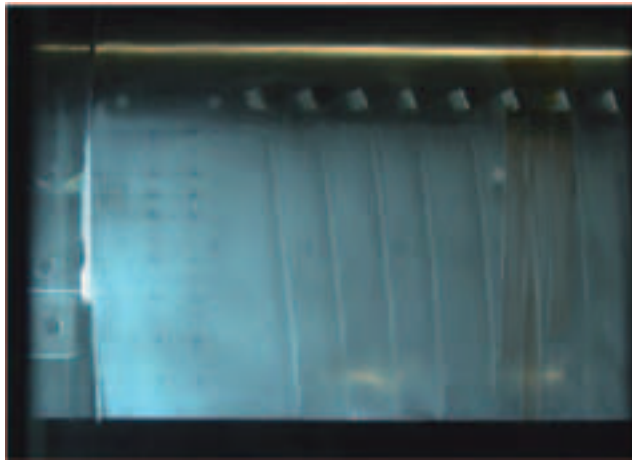
(b) 5deg



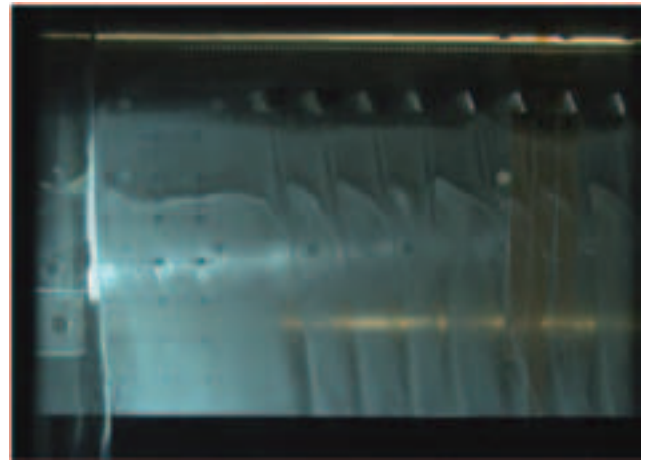
(b) 6deg

図 G-8 VG (1.2mm48mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(全体).

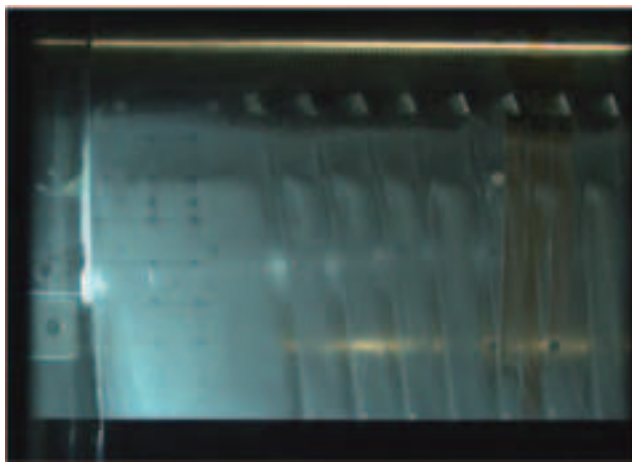
図 G-2 と同様の方法で撮影. 縦渦は下流から見て反時計方向に回転. 迎角 5° 6° は後縁の中心付近が逆流. 翼後縁の剥離領域のパターンはほぼ左右対称.



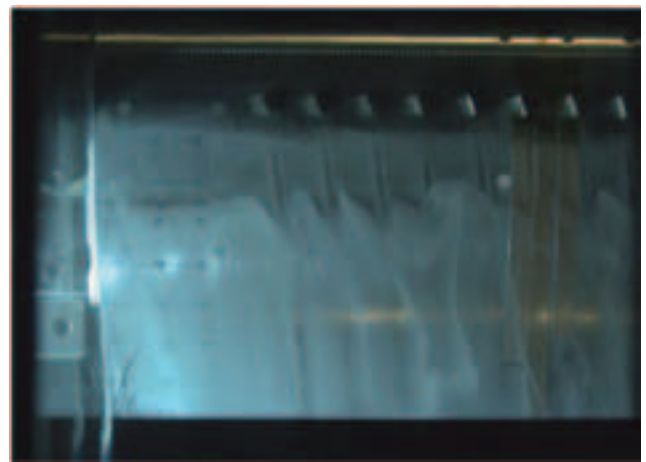
(a) 0deg



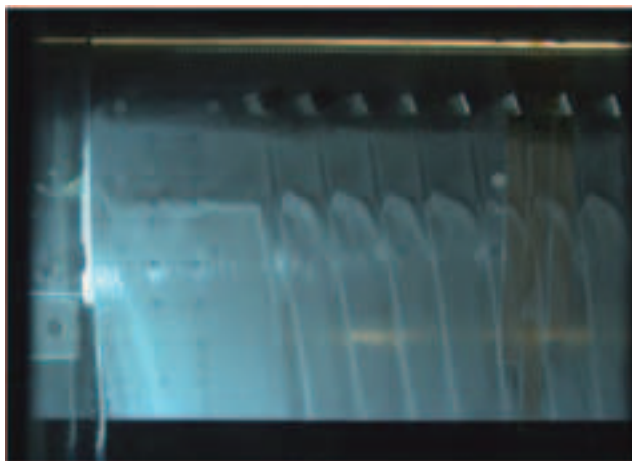
(d) 5deg



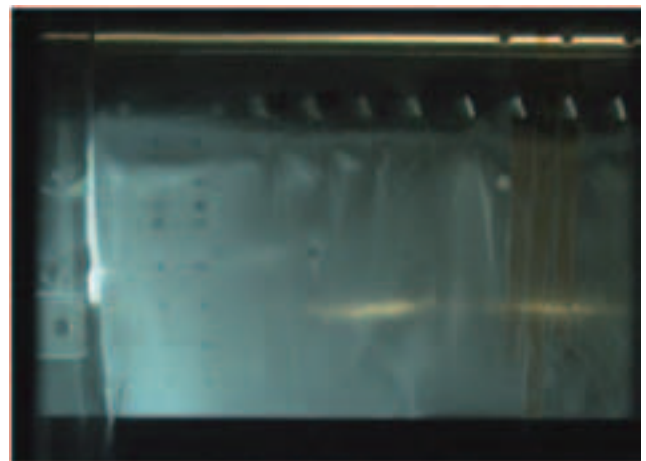
(b) 3deg



(e) 6deg



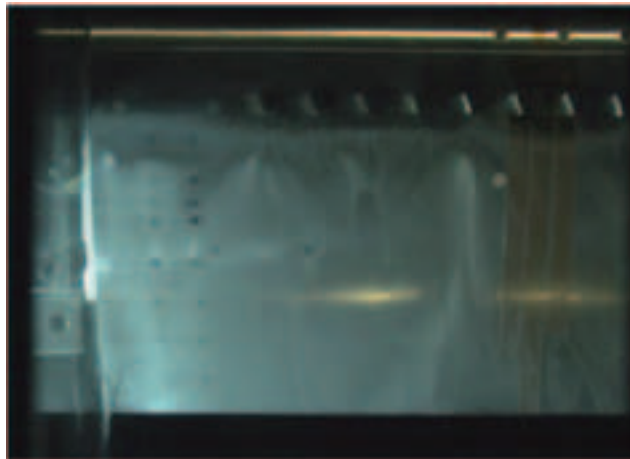
(c) 4deg



(f) 7deg

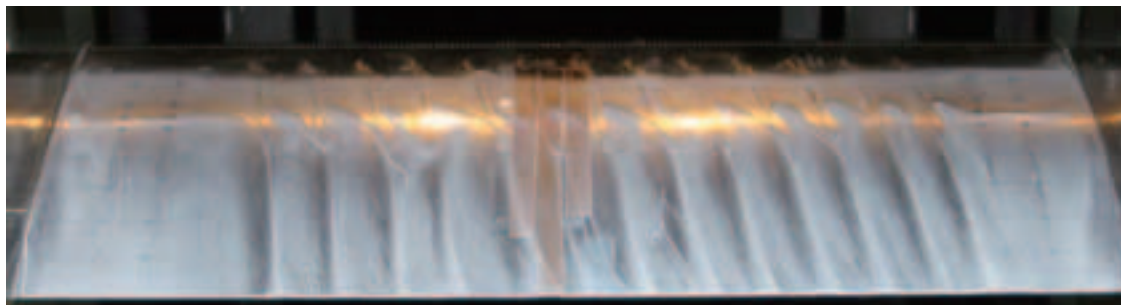
図 G-9 VG (2.4mm24mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側).

Re=5M, M=0.70. 流れの向きは図の上から下. 設定迎角にて表示. 遮光照明あり. 衝撃波下流では, 縦渦による上下流方向のオイルだまりが存在. 迎角 5° までは, X/C=45%付近の衝撃波剥離によるオイルだまりは明瞭. 迎角 6° で, 翼後縁中心部に逆流領域が存在.



(g) 8deg

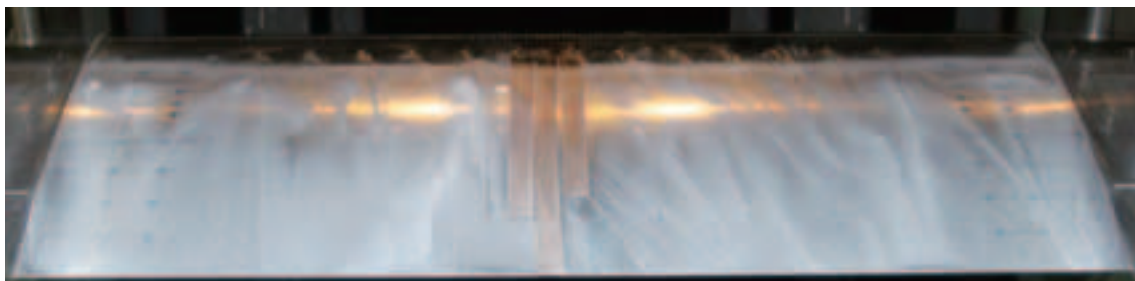
図 G-9 VG (2.4mm24mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側). (つづき)



(a) 5deg



(b) 6deg



(c) 8deg

図 G-10 VG (2.4mm24mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(全体).

図 G-2 と同様の方法で撮影。縦渦は下流から見て反時計方向に回転。迎角 5° では明瞭な剥離は見られない。 6° , 8° でも翼後縁の剥離領域のパターンはほぼ左右対称。

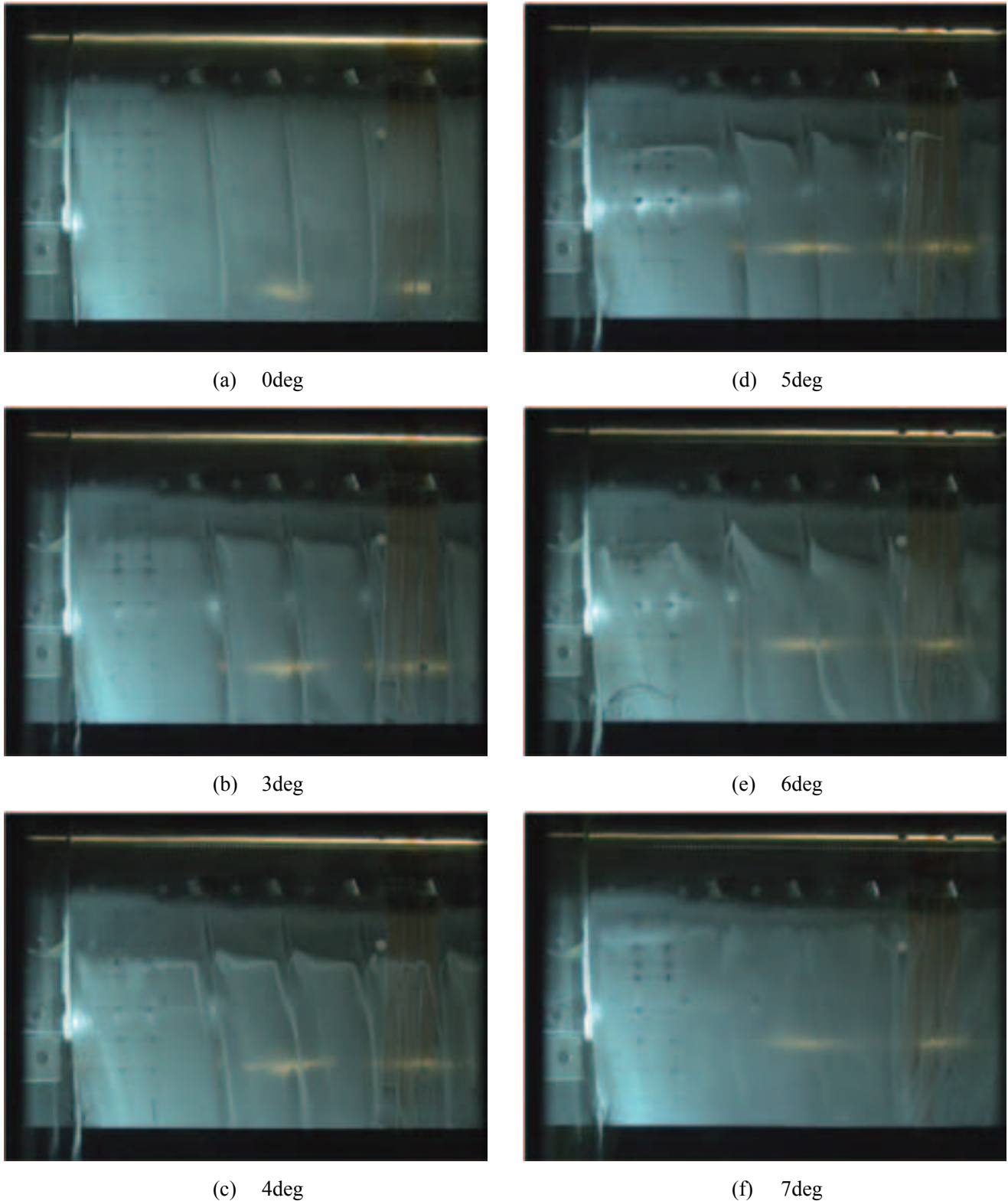
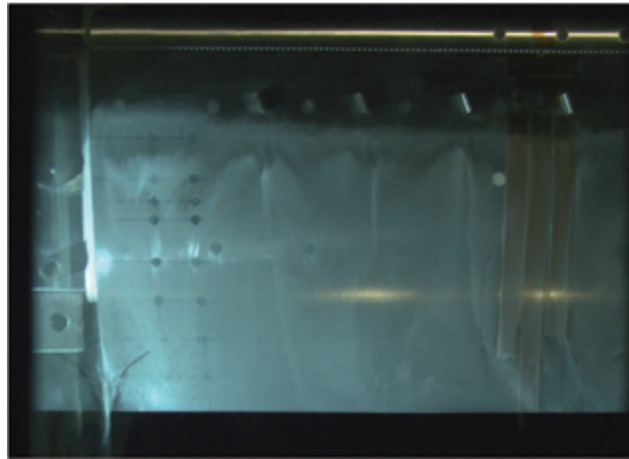


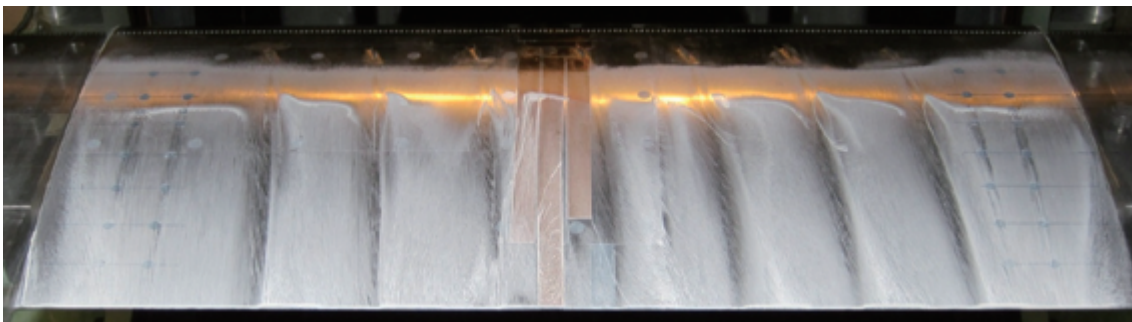
図 G-11 VG (2.4mm48mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側).

Re=5M, M=0.70. 流れの向きは図の上から下. 設定迎角にて表示. 遮光照明あり. 衝撃波下流では, 縦渦による上下流方向のオイルだまりが存在. 迎角 5° で, 翼後縁中心部に逆流領域が存在.



(g) 8deg

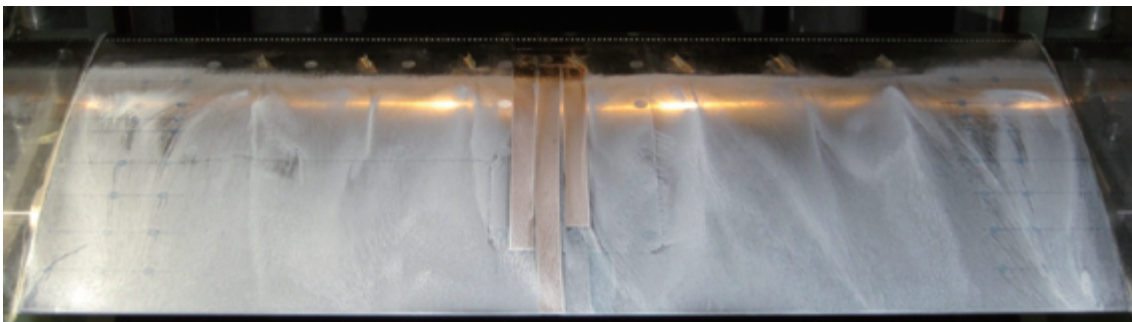
図 G-11 VG (2.4mm48mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側). (つづき)



(a) 5deg



(b) 6deg



(c) 8deg

図 G-12 VG (2.4mm48mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(全体).

図 G-2 と同様の方法で撮影。縦渦は下流から見て反時計方向に回転。迎角 5° でも翼後縁の中心付近で逆流領域が見られる。

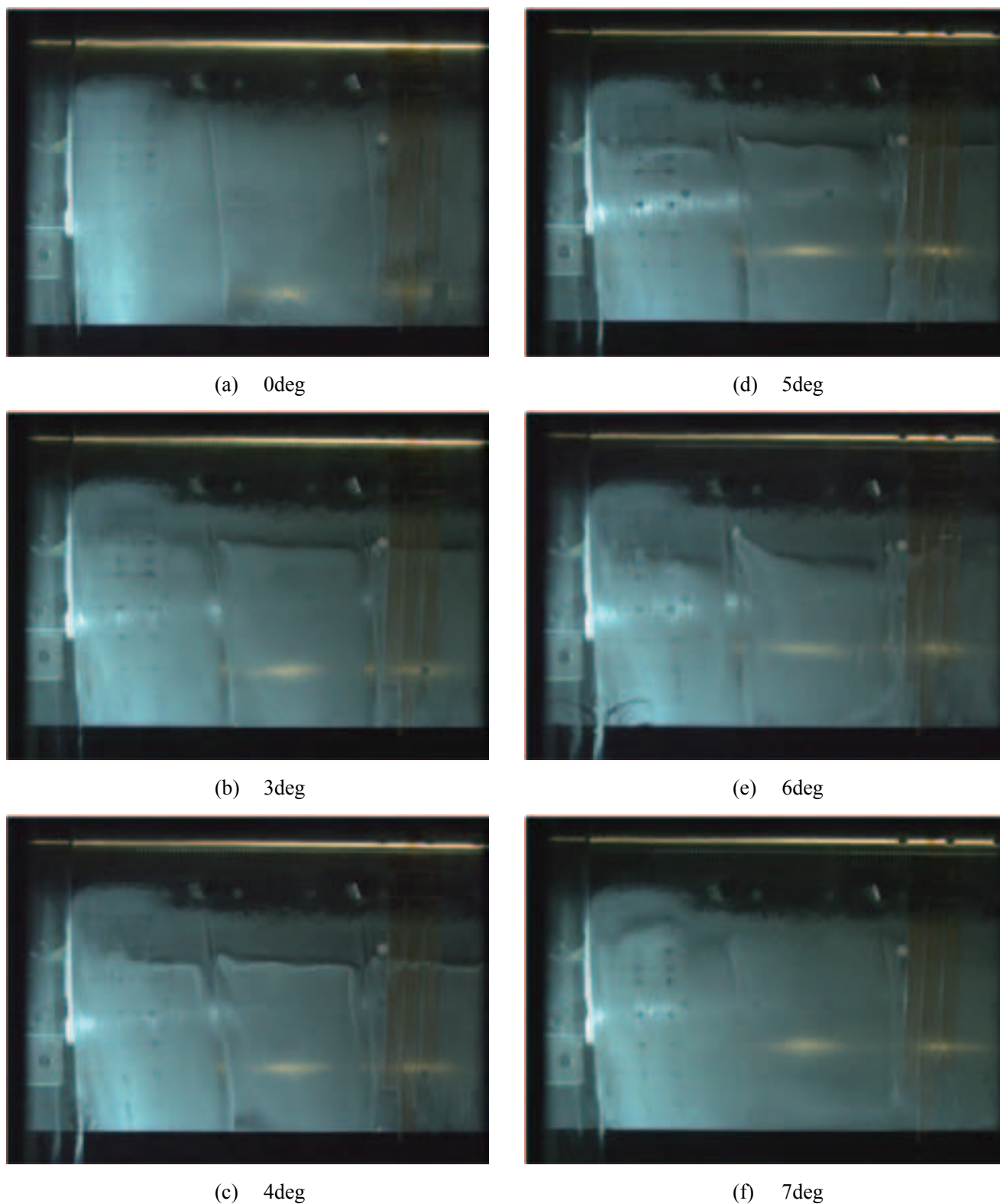
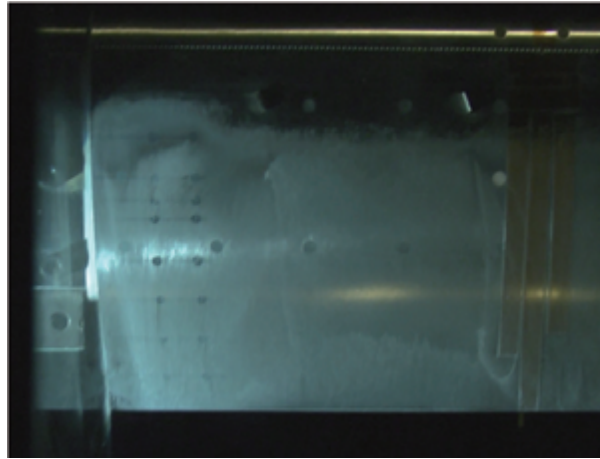


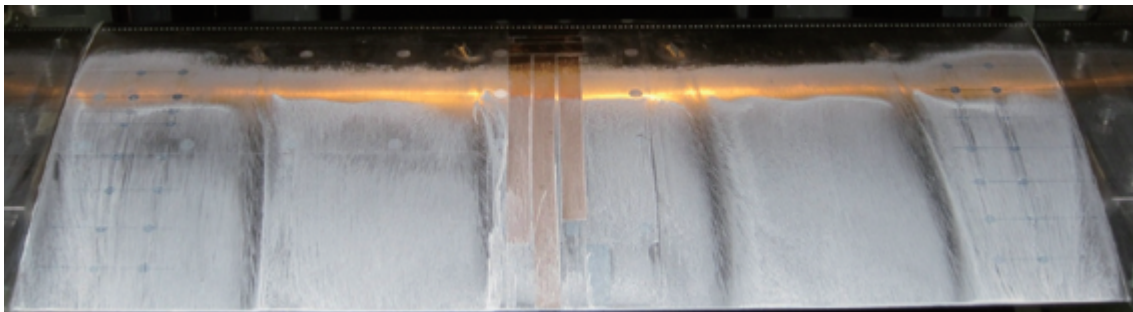
図 G-13 VG (2.4mm96mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側).

$Re=5M$, $M=0.70$. 流れの向きは図の上から下. 設定迎角にて表示. 遮光照明あり. 衝撃波下流では, 縦渦による上下流方向のオイルだまりが存在. 迎角 5° で, 翼後縁中心部に逆流領域が存在.

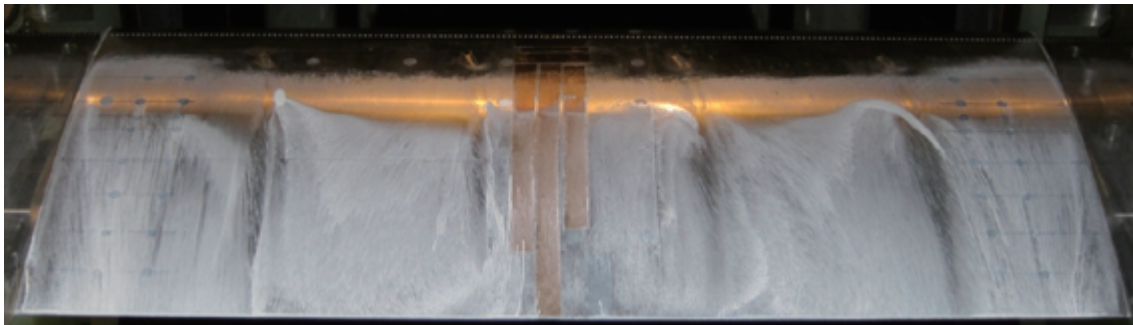


(g) 8deg

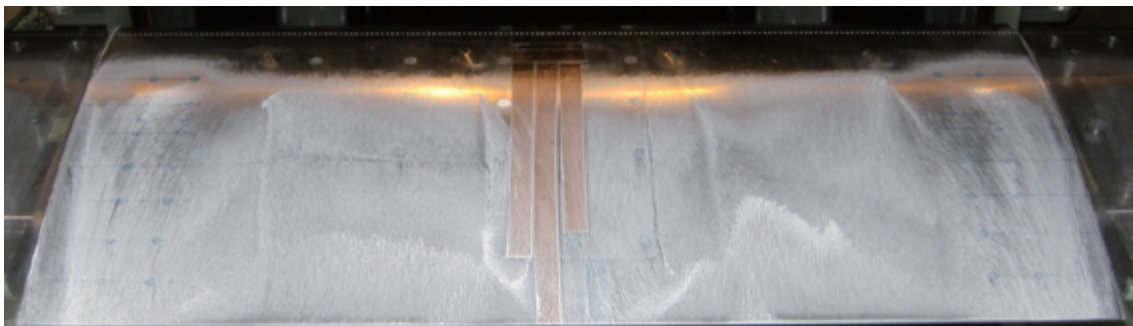
図 G-13 VG (2.4mm96mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(左舷側). (つづき)



(a) 5deg



(b) 6deg

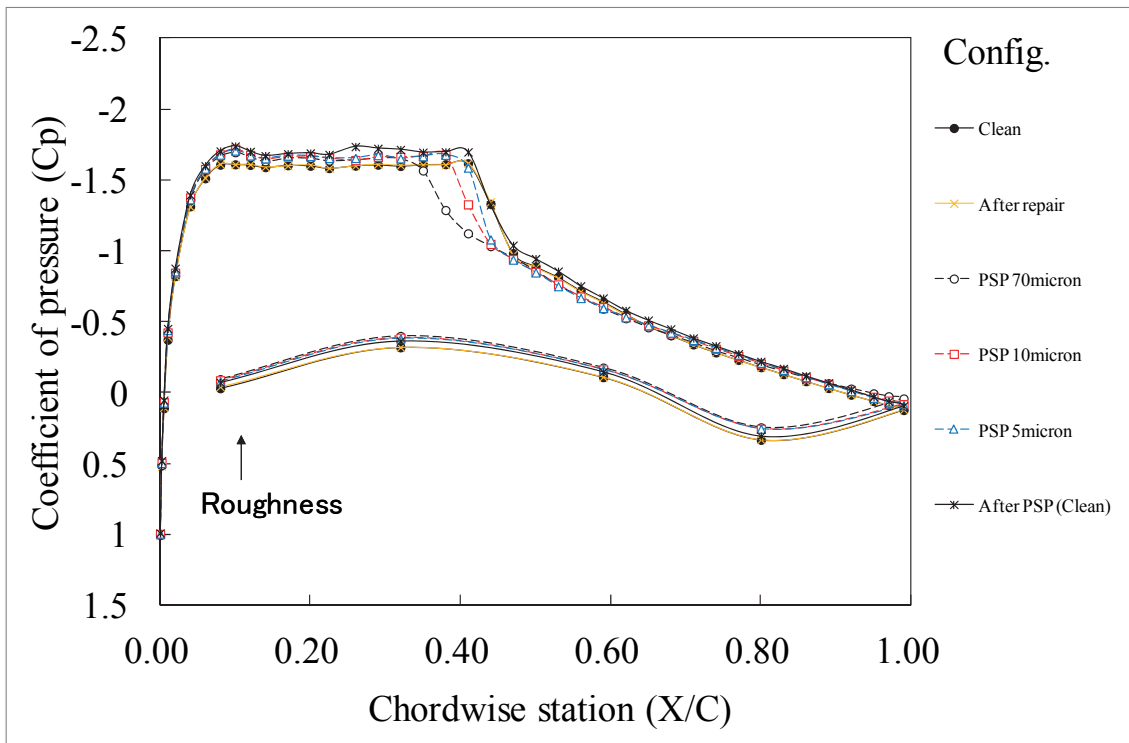
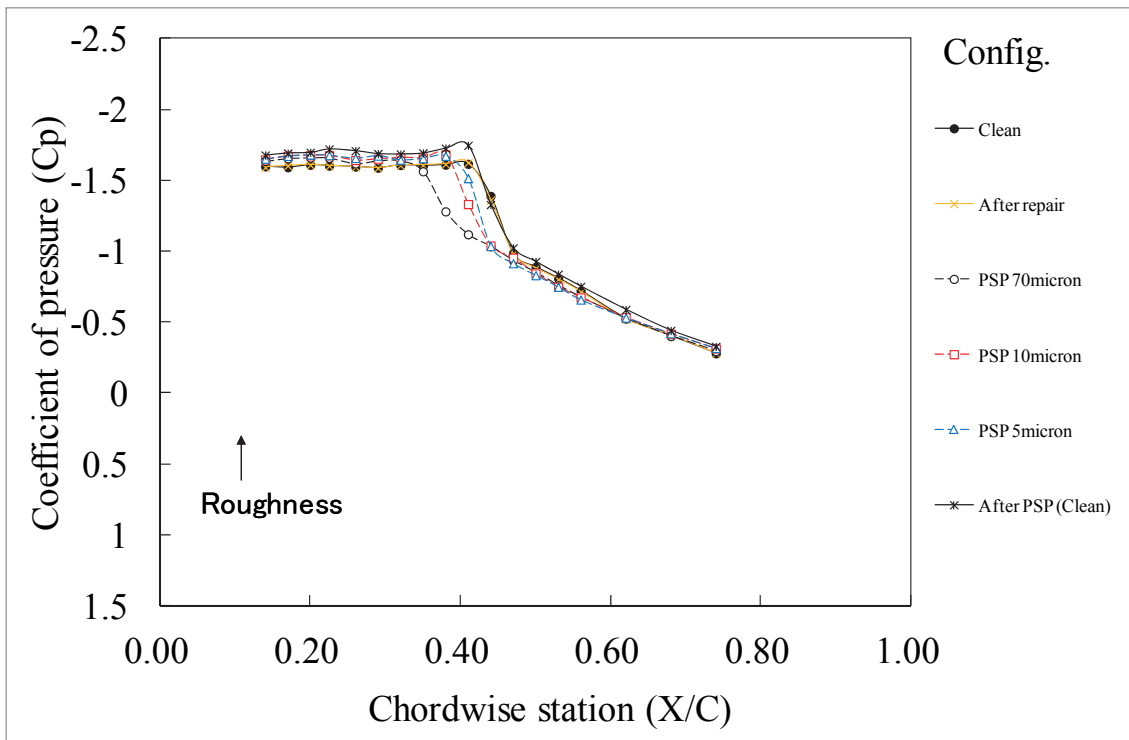


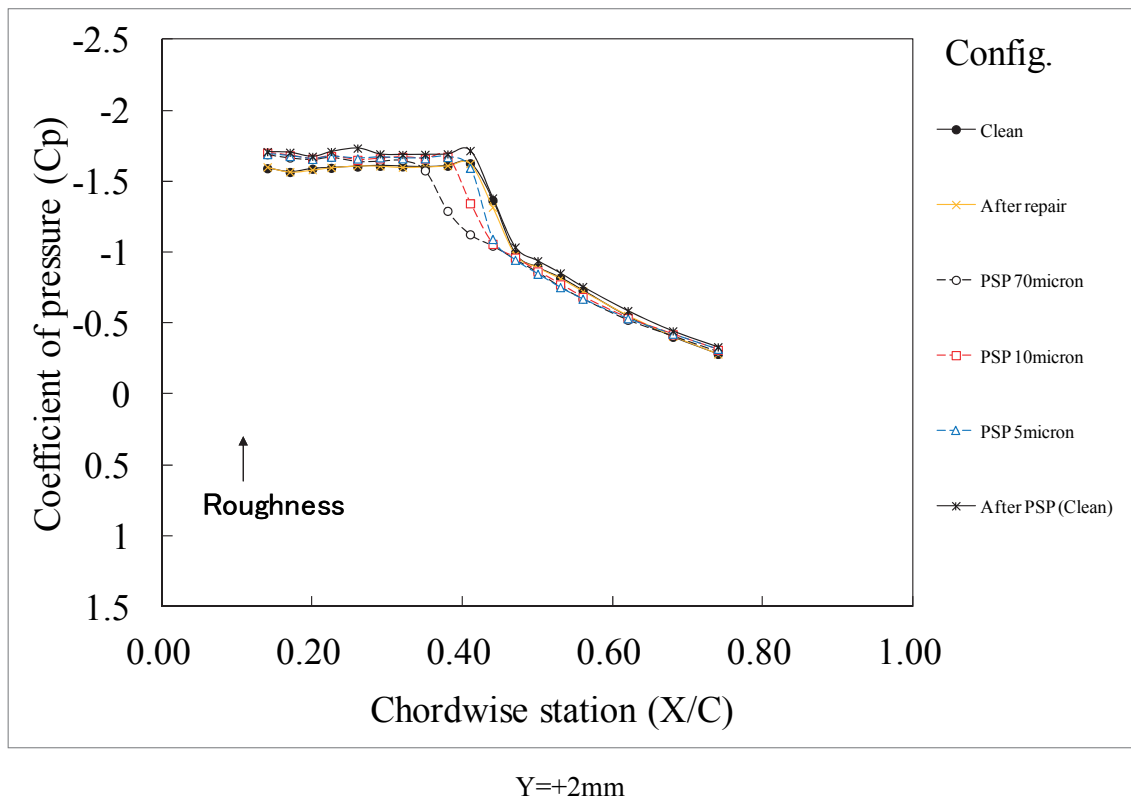
(c) 8deg

図 G-14 VG (2.4mm96mm20deg20%AR4) 形態のオイルフロー画像(全体).

図 G-2 と同様の方法で撮影。縦渦は下流から見て反時計方向に回転、迎角 5° でも翼後縁の中心付近で逆流領域が見られる。

Appendix (H) PSP 塗装の流れ場への影響

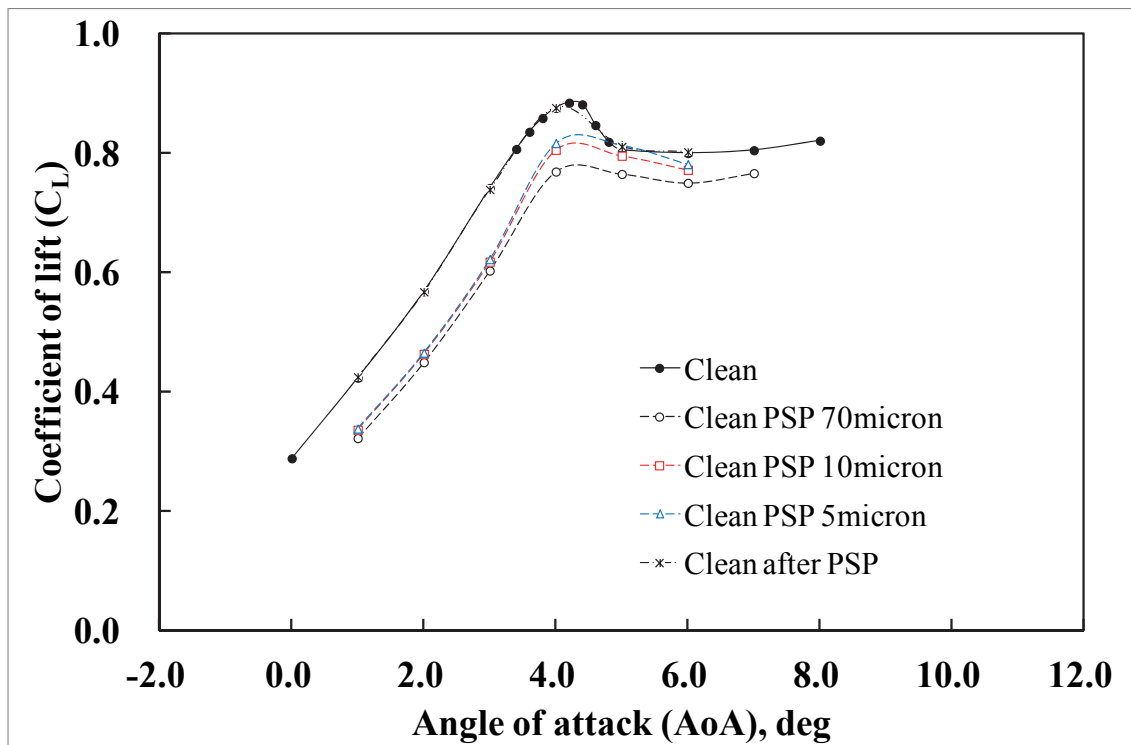
(a) $Y = \pm 10\text{mm}$ (b) $Y = -22\text{mm}$ 図 H-1 PSP 塗装の C_p への影響(設定迎角 4deg)



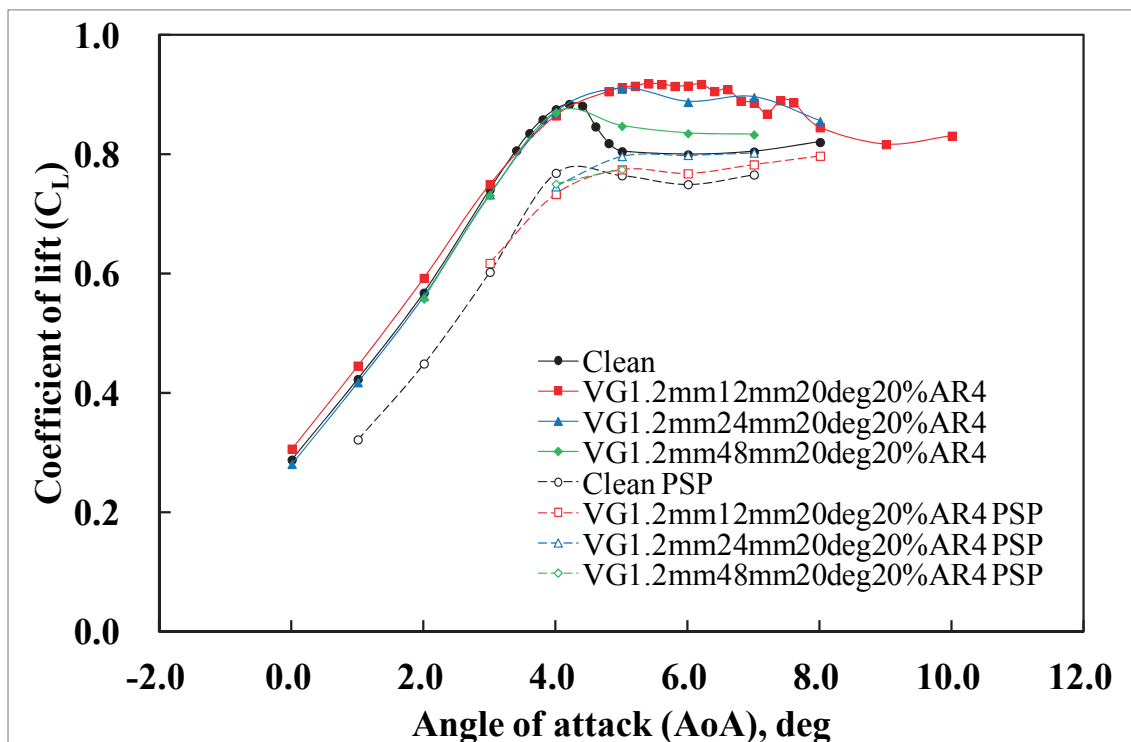
Y=+2mm

図 H-1 PSP 塗装の C_p への影響(つづき)

70micron は通常塗装, 10micron と 5micron は, 塗装上流側をやすりで薄くした場合. After repair はねじ部の石膏の再現性であり参考データ. After PSP は PSP 剥離後の結果. PSP により衝撃波位置が上流に移動し, C_p 分布が変化した. 厚さを変化させると多少改善するが, 衝撃波位置は PSP がいない場合と異なる. PSP を剥離すると衝撃波位置は一致している. Clean と After PSP の C_p のわずかなずれは, PSP 塗装がわずかに圧力孔内に残っている影響と考えられる.

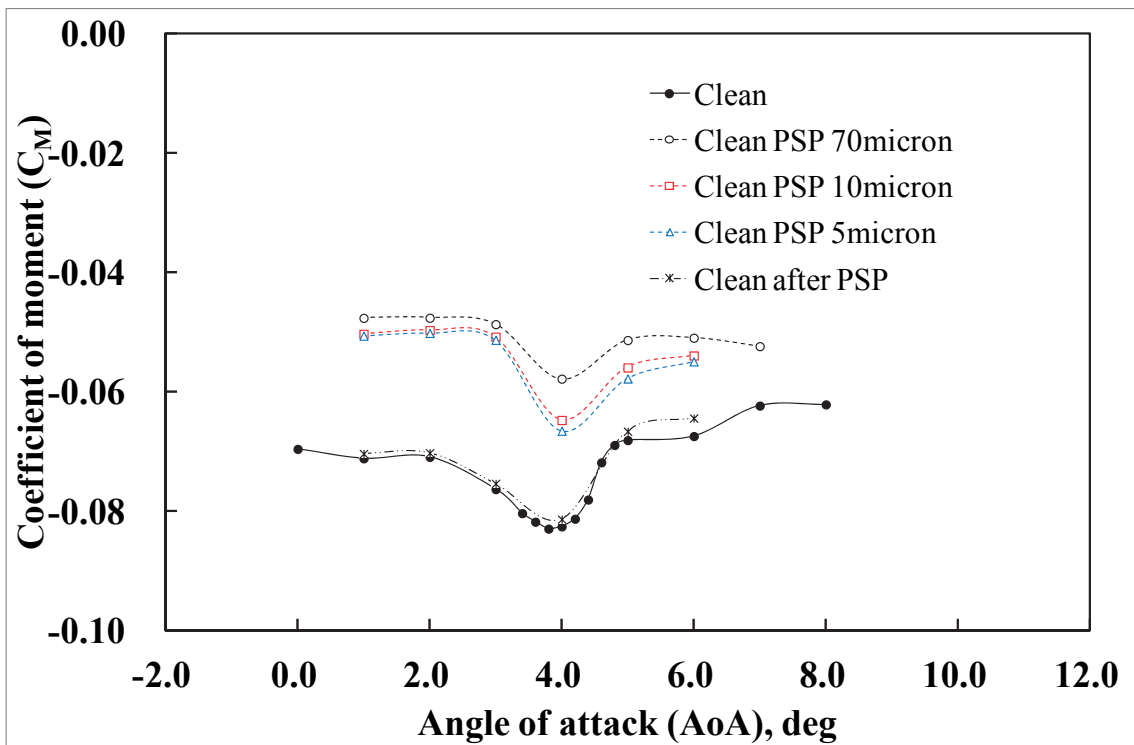


(a) Clean 形態

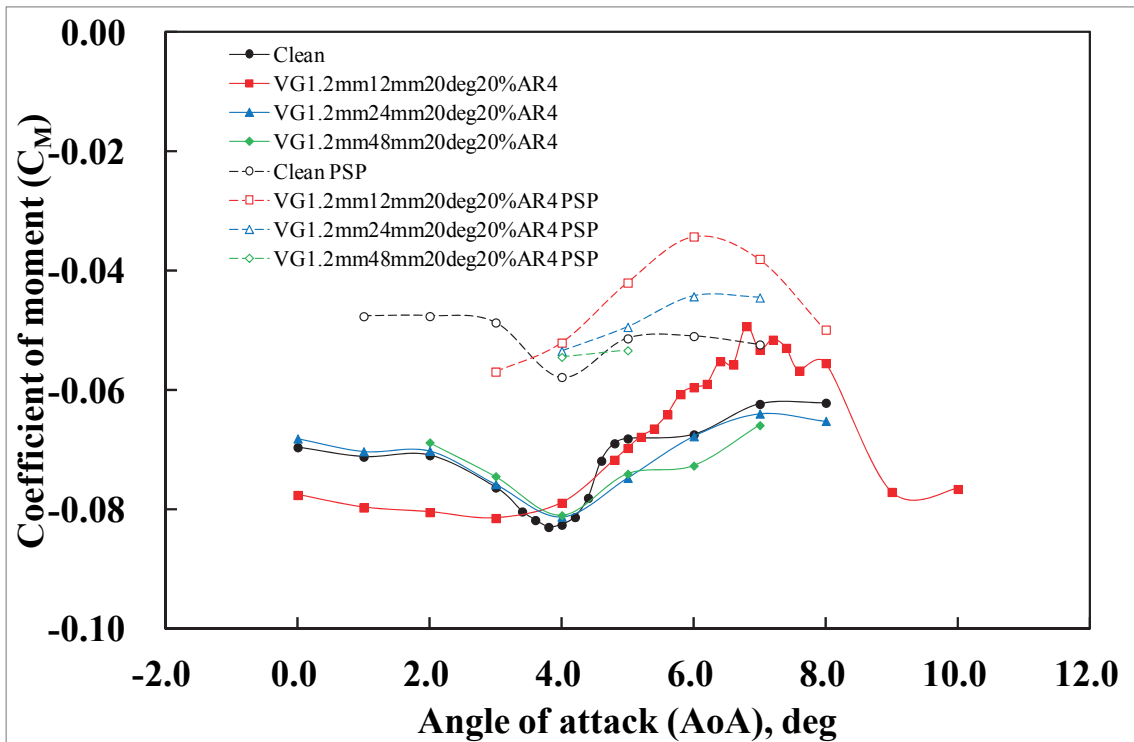


(b) VG 形態

図 H-2 揚力係数 C_L における PSP 塗装の影響比較. 塗りつぶしなしが PSP 塗装時の結果. C_L は PSP 塗装により衝撃波位置が上流に移動したため低下.

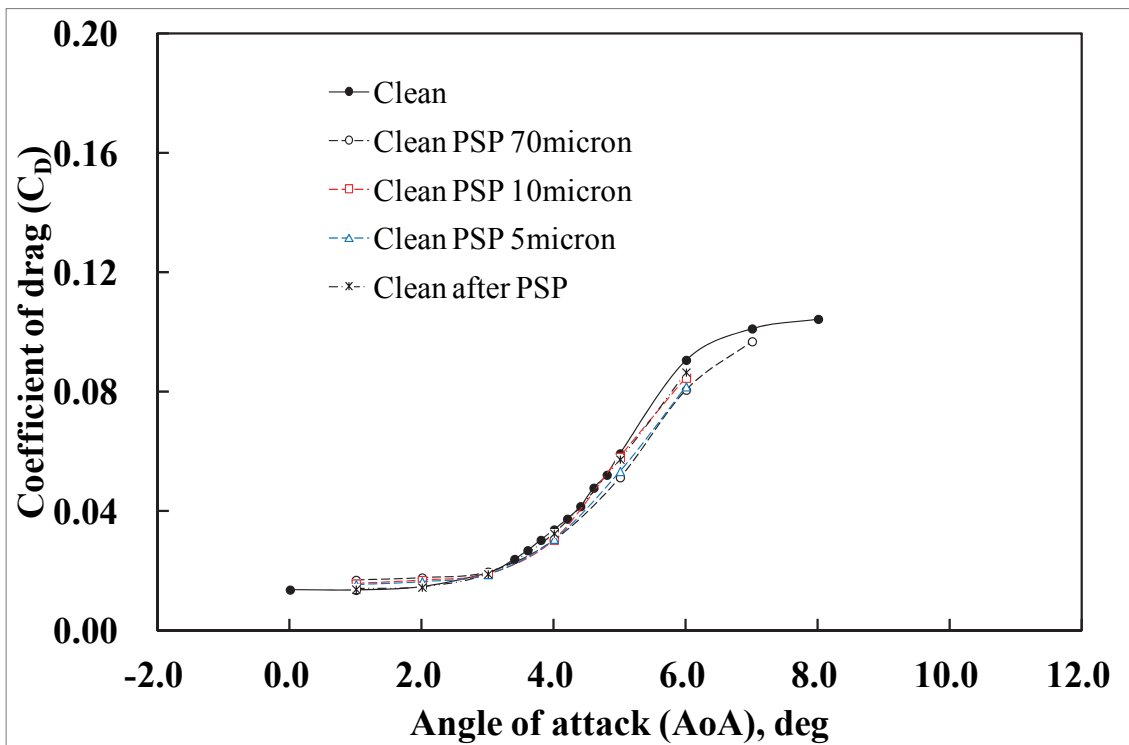


(a) Clean 形態

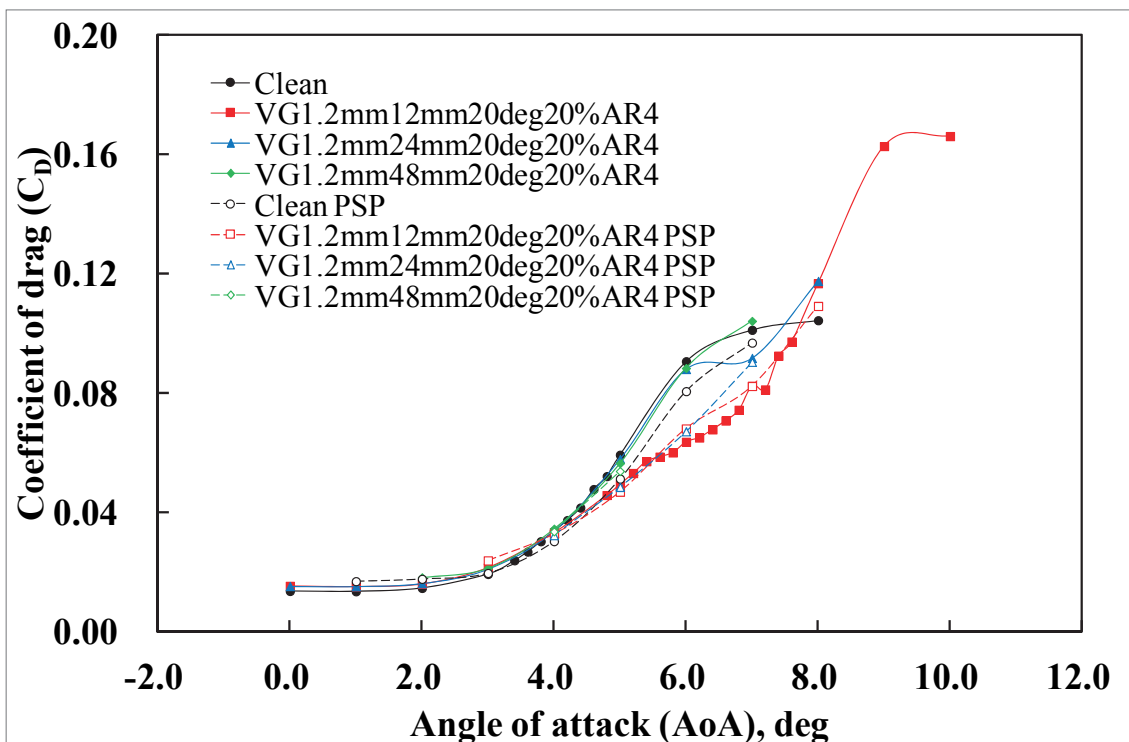


(b) VG 形態

図 H-3 モーメント係数 C_M における PSP 塗装の影響比較. 塗りつぶしなしが PSP 塗装時の結果. C_M は PSP 塗装により衝撃波位置が上流に移動したため増加.

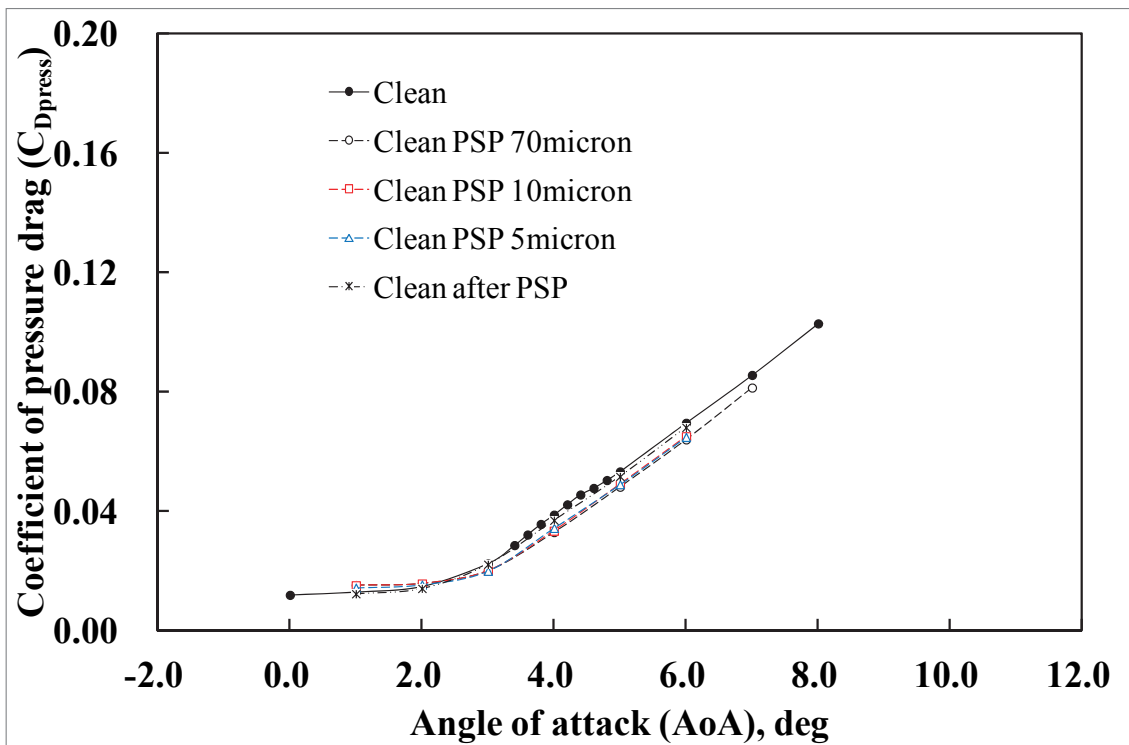


(a) Clean 形態

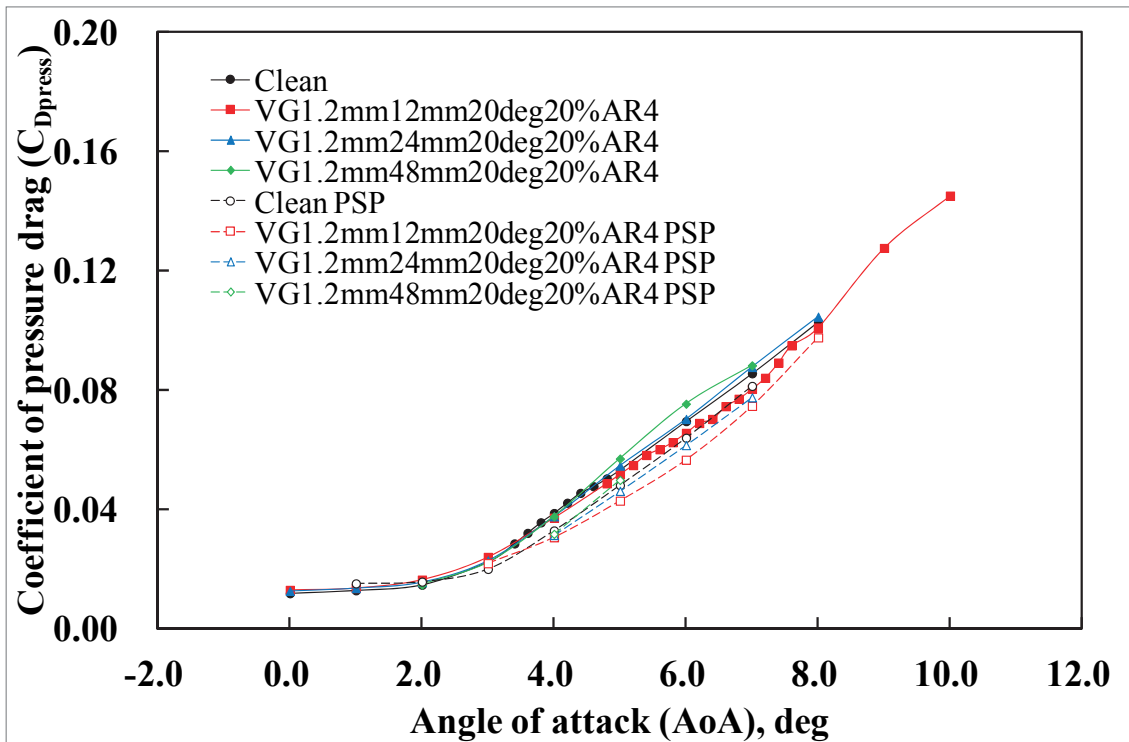


(b) VG 形態

図 H-4 抗力係数 C_D における PSP 塗装の影響比較. 塗りつぶしなしが PSP 塗装時の結果. C_D は低迎角で PSP 塗装により増加. 高迎角で減少.

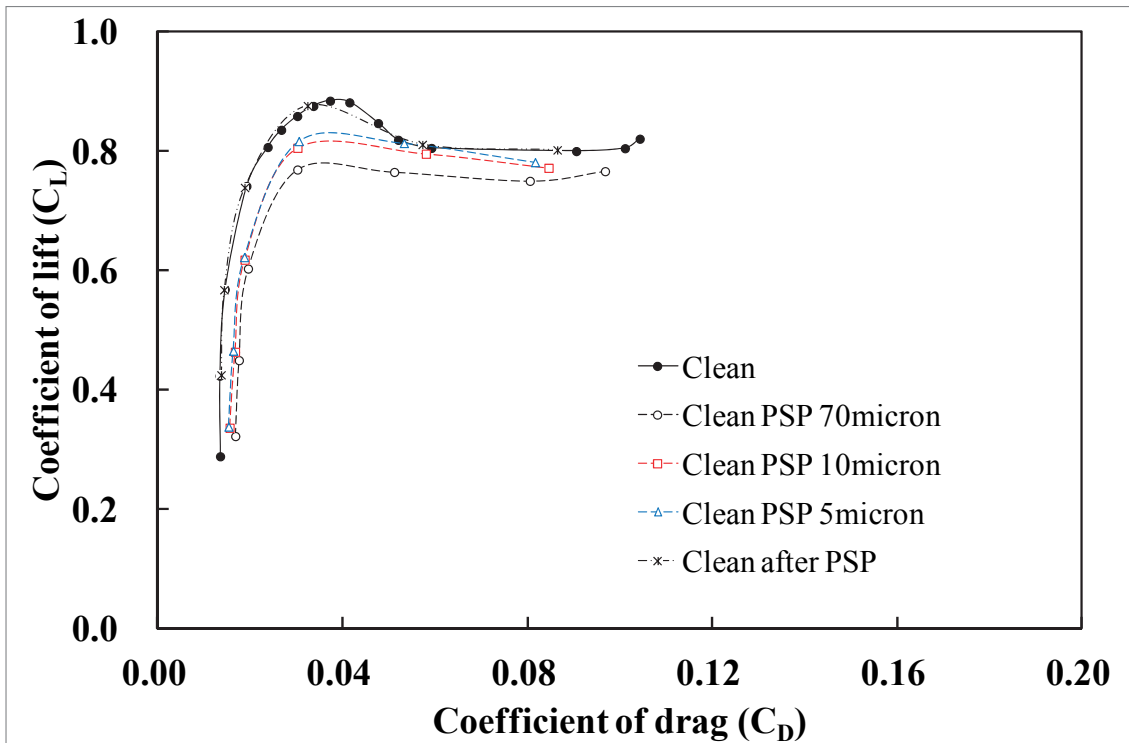


(a) Clean 形態

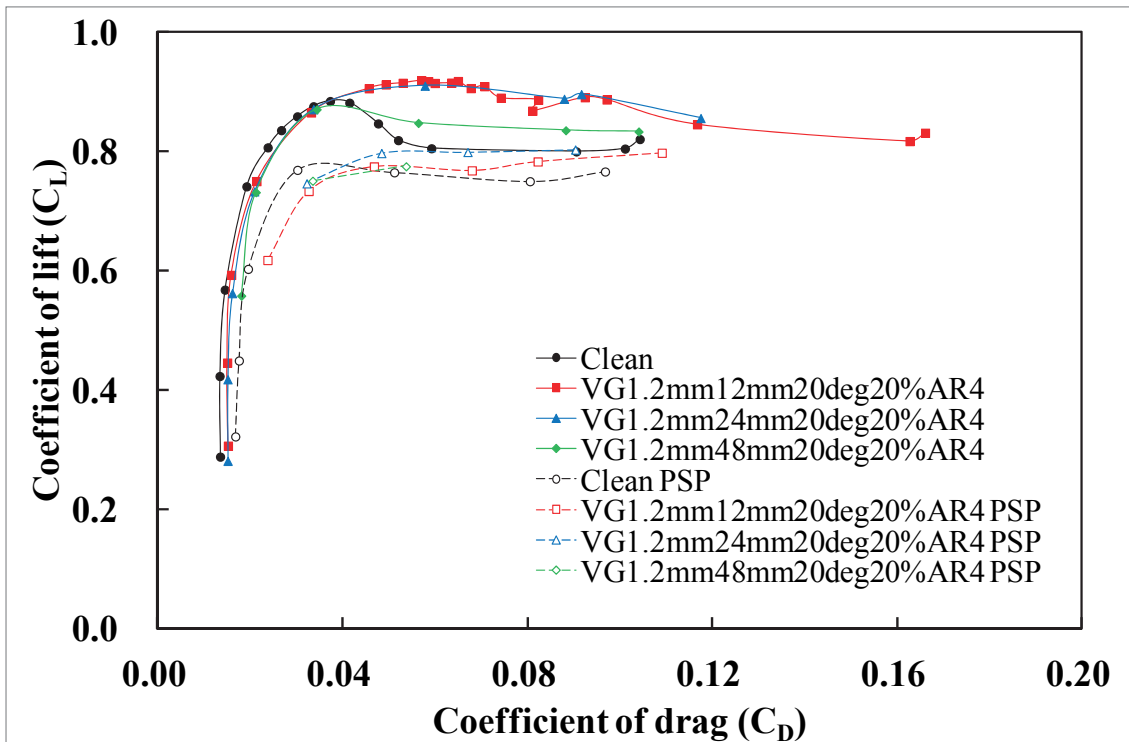


(b) VG 形態

図 H-5 圧力抗力係数 C_{Dpress} における PSP 塗装の影響比較. 塗りつぶしなしが PSP 塗装時の結果. C_D は低迎角で PSP 塗装により増加. 高迎角で減少.

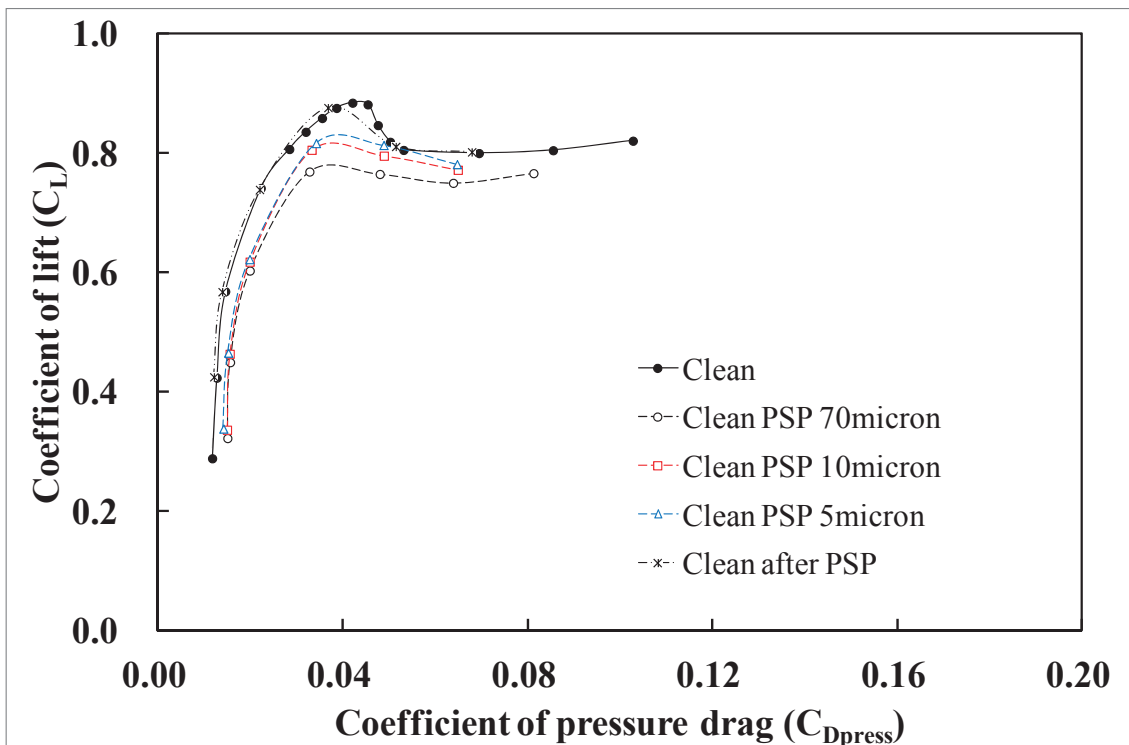


(a) Clean 形態

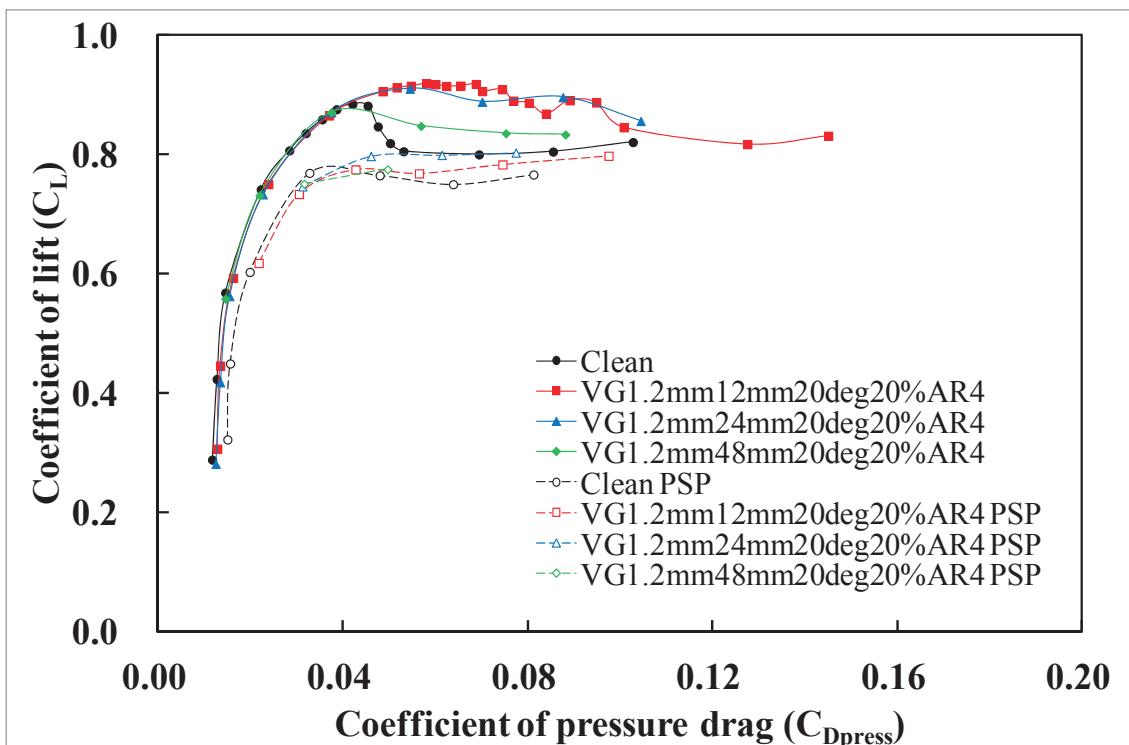


(b) VG 形態

図 H-6 抗力係数 C_D に対する揚力係数 C_L における PSP 塗装の影響比較. 塗りつぶしなしが PSP 塗装時の結果. L/D は PSP 塗装により低下.

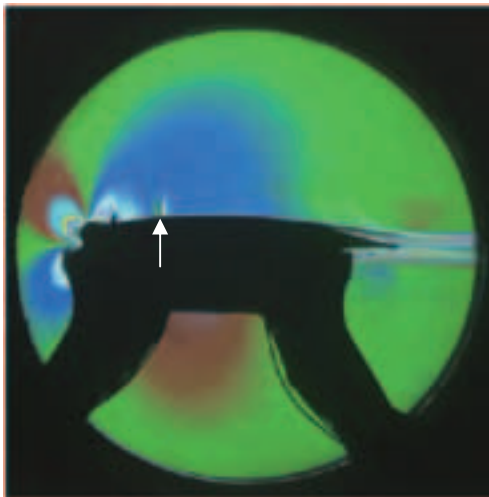


(a) Clean 形態

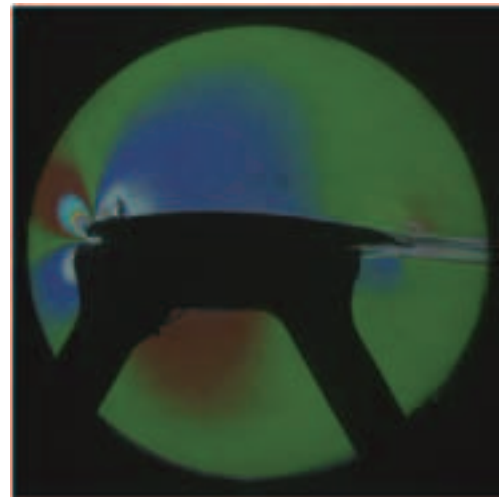


(b) VG 形態

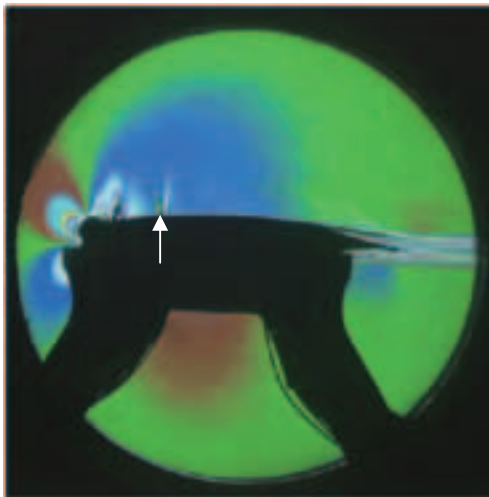
図 H-7 圧力抗力係数 C_{Dpress} に対する揚力係数 C_L における PSP 塗装の影響比較. 塗りつぶしなしが PSP 塗装時の結果. L/D_{press} は PSP 塗装により低下.



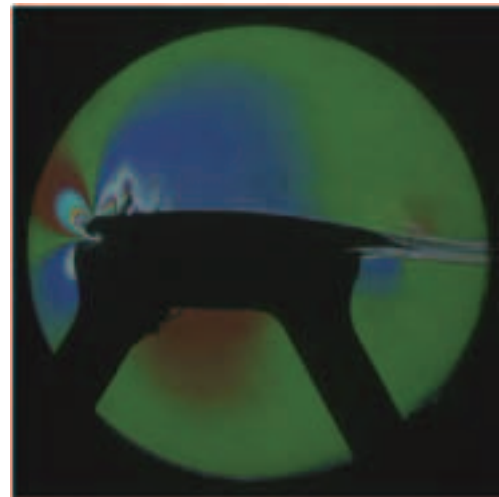
(a) 0deg PSP (12029)



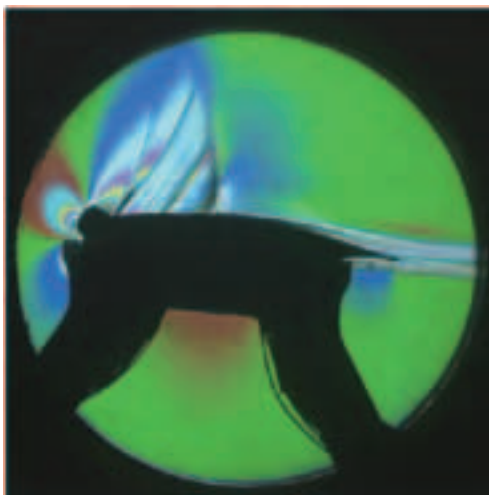
(d) 0deg (11967)



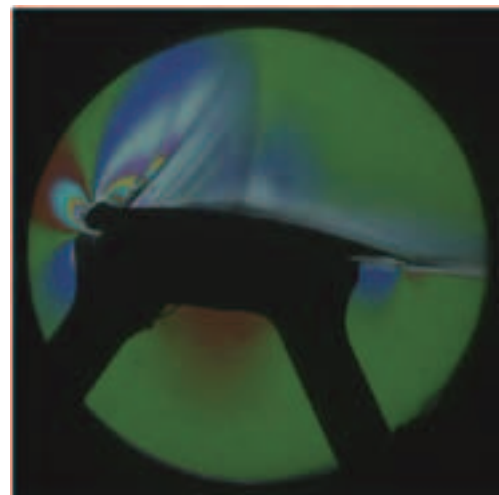
(b) 1deg PSP (12029)



(e) 1deg (11967)



(c) 4deg PSP (12029)



(f) 4deg (11967)

図 H-8 Clean 形態の PSP ありとなしのシュリーレン写真, $Re=5M$, $M=0.70$, ()内は Run 番号, 表記は設定迎角. 0deg と 1deg で PSP 塗装開始位置に衝撃波が存在. PSP により 4deg の衝撃波は上流へ移動.

Appendix (I) 試験条件表 (日程を含む)

試験条件一覧 (11/20-26)

Date	Time	Run No.	Mach	Re	P0, kPa	AoA	Roughness	Vortex Generators (VGs)				Measurement	Note
								hv. height	lv. Length	Av. angle of VG	D; Distance		
2012/11/19	16:27	12048	0.74	5M	187	1,2,3,4,5,6	10% 79micron	Clean			Pressure		
	16:59	12049	0.74	10M	374	1,2,3,4	10% 79micron	Clean			Pressure		
	10:45	12050	0.76	5M	184	1,2,3,4,5,6	10% 79micron	Clean			Pressure	Mach数効果	
	11:15	12051	0.78	5M	181	1,2,3,4,5,6	10% 79micron	Clean			Pressure	Mach数効果	
	11:39	12052	0.74	5M	186	4,4,5,5,5,6,6,5	10% 79micron	Clean			Pressure	FINE	
	13:31	12053	0.74	5M	186	2,3,4,5,6,7	10% 79micron	Clean			Pressure	再現性	
	13:55	12054	0.75	5M	185	1,2,3,4,5,6	10% 79micron	Clean			Pressure	Mach数効果	
	14:22	12055	0.74	10M	376	3,4,5,6	10% 79micron	Clean			Pressure	Re数効果	
	15:00	12056	0.74	10M	375	4,5,5,0,5,5	10% 79micron	Clean			Pressure	Re数効果FINE	
	15:23	12057	0.74	10M	375	4,5,5,0,5,5,0	10% 79micron	Clean			Pressure	12056再試験	
2012/11/20	15:51	12058	0.74	5M	186	5,6,5,5,4,5,4,0	10% 79micron	Clean			Pressure	ヒズメリノズ	
	16:18	12059	0.74	10M	375	1,2,3,4	10% 79micron	Clean			Pressure	Re数効果迎角	
	16:50	12060	0.76	10M	369	3,4,5,6	10% 79micron	Clean			Pressure	Re-Mach数効果	
	10:29	12061	0.74	5M	186	1,2,3,4,5,6	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	VG基本形態
	10:57	12062	0.74	5M	186	4,5,6,7,8,9	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	VG基本形態
	11:29	12063	0.74	10M	375	5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	Re数効果
	11:54	12064	0.74	5M	186	5,5,6,6,5,7,7,5	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	VG基本形態詳細
	13:33	12065	0.74	5M	186	4,5,6,7,8,9	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	再現性
	14:44	12066	0.74	5M	186	3,4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	24	20%c	VG間隔効果
	15:06	12067	0.74	5M	186	4,5,5,5,6,6,5,7	10% 79micron	1.2	4.8	20	24	20%c	VG間隔効果詳細
2012/11/21	15:53	12068	0.74	5M	186	3,4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	48	20%c	VG間隔効果
	16:15	12069	0.74	5M	186	4,5,5,5,6,6,5,7	10% 79micron	1.2	4.8	20	48	20%c	VG間隔効果詳細
	16:55	12070	0.74	5M	186	2,3,4,5,6,7	10% 79micron	Clean			Pressure	Clean再現性	
	10:29	12071	0.74	5M	186	3,4,5,6,7,8	10% 79micron	2.4	9.6	20	24	20%c	VG基本形態
	10:53	12072	0.74	5M	186	5,5,5,6,6,5,7,7,5	10% 79micron	2.4	9.6	20	24	20%c	VG基本形態詳細
	11:18	12073	0.74	5M	186	3,4,5,6,7,8	10% 79micron	2.4	9.6	20	24	20%c	再現性
	11:58	12074	0.74	10M	375	5,6,7,8	10% 79micron	2.4	9.6	20	24	20%c	Re数効果
	14:34	12075	0.74	10M	375	5,6,7,8	10% 79micron	2.4	9.6	20	24	20%c	Re数効果(再試験)
	15:27	12076	0.74	5M	186	3,4,5,6,7,8	10% 79micron	2.4	9.6	20	48	20%c	VG間隔効果
	15:50	12077	0.74	5M	186	4,5,5,5,6,6,5,7	10% 79micron	2.4	9.6	20	48	20%c	VG間隔効果詳細
2012/11/22	16:29	12078	0.74	5M	186	3,4,5,6,7,8	10% 79micron	2.4	9.6	20	96	20%c	VG間隔効果
	16:53	12079	0.74	5M	186	4,5,5,5,6,6,5,7	10% 79micron	2.4	9.6	20	96	20%c	VG間隔効果
	11:17	12080	0.74	5M	186	3,4	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	Oil Flow
	11:50	12081	0.74	5M	186	5,6	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	Oil Flow
	13:32	12082	0.74	5M	186	7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	12	20%c	Oil Flow
	14:26	12083	0.74	5M	186	6,7	10% 79micron	1.2	4.8	20	24	20%c	Oil Flow
	15:08	12084	0.74	5M	186	6,7	10% 79micron	1.2	4.8	20	48	20%c	Oil Flow
	15:54	12085	0.74	5M	186	3,4	10% 79micron	Clean			Oil Flow		
	16:21	12086	0.74	5M	186	5,6	10% 79micron	Clean			Oil Flow		
	16:47	12087	0.74	5M	186	7,8	10% 79micron	Clean			Oil Flow		

Appendix (I) 試験条件表 (日程を含む) つづき

試験条件一覧 (1/7-11)

Date	Time	Run No.	Mach	Re	P0, kPa	AoA	Roughness	Vortex Generators (VGs)			Measurement	Note
								hv: height	lv: Length	Av: angle of VG		
2013/1/7	11:03	12088	0.74	5M	186	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	再現性
	11:35	12089	0.74	5M	178	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	再現性
	11:57	12090	0.74	5M	178	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	再現性
	14:14	12091	0.74	5M	178	6.7,8,7.5,7.6	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	ヒステリシス
	14:40	12092	0.74	5M	178	5.6,7.8,6.5	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	ヒステリシス (迎角飛ばし)
	15:04	12093	0.74	5M	178	6.7,8,7.5,7.6	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	ヒステリシス
	16:03	12094	0.74	5M	178	5.6,7.6,5.5	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	ヒステリシス
	16:43	12095	0.74	5M	178	5.6,7.6,5.5	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	ヒステリシス
	17:05	12096	0.74	5M	178	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	20%	再現性
	10:59	12097	0.74	5M	178	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	基本特性
2013/1/8	11:28	12098	0.74	5M	178	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	詳細
	11:55	12099	0.74	5M	178	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	再現性
	13:52	12100	0.74	10M	356	5.6,7,8	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	Re教
	14:49	12101	0.74	5M	178	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	間隔1
	15:17	12102	0.74	5M	178	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	詳細
	15:51	12103	0.74	5M	178	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	再現性
	16:21	12104	0.74	5M	178	4.5,5.5,5.6,5.7	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	間隔2
	16:50	12105	0.74	5M	178	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	6.0	20	20%	Pressure
	10:37	12106	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	再現性
	11:09	12107	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	基本特性
2013/1/9	11:49	12108	0.74	5M	180	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	再現性
	13:45	12109	0.74	10M	360	5.6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	詳細
	14:37	12110	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	Re教
	15:17	12111	0.74	5M	180	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	間隔1
	15:56	12112	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	詳細
	16:26	12113	0.74	5M	180	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	間隔2
	17:00	12114	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	30	20%	詳細
	10:37	12115	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	再現性
	11:18	12116	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	基本特性
	11:52	12117	0.74	5M	180	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	再現性
2013/1/10	13:53	12118	0.74	10M	360	5.6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	詳細
	14:32	12119	0.74	5M	180	N/A	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	Re教
	15:17	12120	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	間隔1 (再試)
	15:46	12121	0.74	5M	180	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	詳細
	16:24	12122	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	間隔2
	10:48	12124	0.74	5M	180	4.5,5.5,5.6,5.7	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	Pressure
	11:19	12125	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	10	20%	詳細
	11:57	12126	0.74	5M	180	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	20	15%	再現性
	15:45	12127	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	15%	基本特性
	16:11	12128	0.74	5M	180	3.4,5,6,7,8	10% 79micron	1.2	4.8	20	30%	再現性
2013/1/11	16:37	12129	0.74	5M	180	5.5,5.6,5.7,7.5	10% 79micron	1.2	4.8	20	30%	詳細
	17:01	12130	0.74	5M	180	5.6,7.8,7	10% 79micron	1.2	4.8	20	30%	ヒステリシス

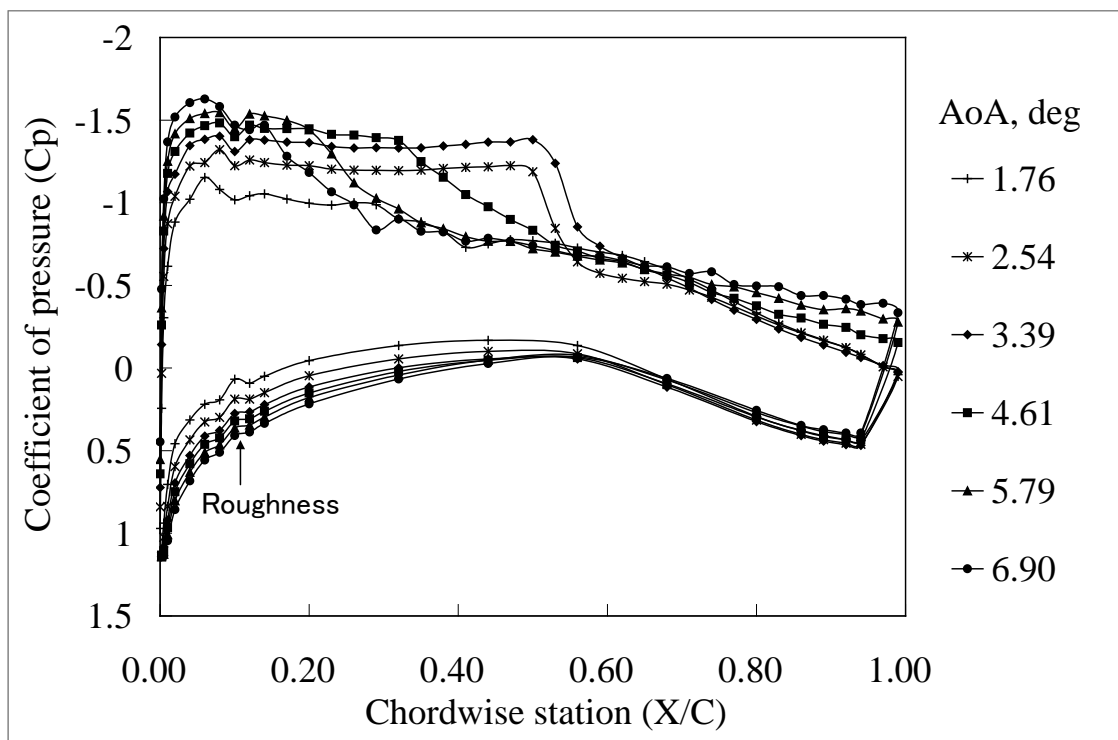
Appendix (I) 試験条件表 (日程を含む) つづき

呼称	Re	Mach	1deg	2deg	3deg	4deg	5deg	6deg	7deg	8deg
Clean	5M	0.74	12048	12048	12048 (12105)	12048 (12105)	12048 (12105)	12048 (12105)	12105	12105
Clean	5M	0.75	12054	12054	12054	12054	12054	12054	N/A	N/A
Clean	5M	0.76	12050	12050	12050	12050	12050	12050	N/A	N/A
Clean	5M	0.78	12051	12051	12051	12051	12051	12051	N/A	N/A
CleanRe10M	10M	0.74	12059	12059	12059	12059	12055	12055	N/A	N/A
CleanRe10M	10M	0.76	12060	N/A	12060	12060	12060	12060	N/A	N/A

呼称	Hv	Dv	Dv/Hv	Av	Xv/C	AR	Re	Mach	0deg	1deg	2deg	3deg	4deg	5deg	6deg	7deg	8deg	9deg
VG1.2mm12mm20deg20%AR4	1.2	12	10	20	0.2	4.5M	4.5M	0.74	12061	12061	12061	12061	12061	12061	12061	12061	12062	12062
VG1.2mm24mm20deg20%AR4	1.2	24	20	20	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12066	12066	12066	12066	12066	N/A
VG1.2mm48mm20deg20%AR4	1.2	48	40	20	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12068	12068	12068	12068	12068	N/A
VG2.4mm24mm20deg20%AR4	2.4	24	10	20	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12071	12071	12071	12071	12071	N/A
VG2.4mm48mm20deg20%AR4	2.4	48	20	20	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12076	12076	12076	12076	12076	N/A
VG2.4mm96mm20deg20%AR4	2.4	96	40	20	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12078	12078	12078	12078	12078	N/A
VG1.2mm12mm20deg20%AR5	1.2	12	10	20	0.2	5.5M	5.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12097	12097	12097	12097	12097	N/A
VG1.2mm24mm20deg20%AR5	1.2	24	20	20	0.2	5.5M	5.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12101	12101	12101	12101	12101	N/A
VG1.2mm48mm20deg20%AR5	1.2	48	40	20	0.2	5.5M	5.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12103	12103	12103	12103	12103	N/A
VG1.2mm12mm10deg20%AR4	1.2	12	10	10	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12115	12115	12115	12115	12115	N/A
VG1.2mm24mm10deg20%AR4	1.2	24	20	10	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12120	12120	12120	12120	12120	N/A
VG1.2mm48mm10deg20%AR4	1.2	48	40	10	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12122	12122	12122	12122	12122	N/A
VG1.2mm12mm30deg20%AR4	1.2	12	10	30	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12106	12106	12106	12106	12106	N/A
VG1.2mm24mm30deg20%AR4	1.2	24	20	30	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12110	12110	12110	12110	12110	N/A
VG1.2mm48mm30deg20%AR4	1.2	48	40	30	0.2	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12112	12112	12112	12112	12112	N/A
VG1.2mm12mm20deg15%AR4	1.2	12	10	20	0.15	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12124	12124	12124	12124	12124	N/A
VG1.2mm12mm20deg30%AR4	1.2	12	10	20	0.3	4.5M	4.5M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12127	12127	12127	12127	12127	N/A
VG1.2mm12mm20deg20%AR4Re10M	1.2	12	10	20	0.2	4.10M	4.10M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12063	12063	12063	12063	12063	N/A
VG2.4mm24mm20deg20%AR4Re10M	2.4	24	10	20	0.2	4.10M	4.10M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12074	12074	12074	12074	12074	N/A
VG1.2mm12mm20deg20%AR5Re10M	1.2	12	10	20	0.2	5.10M	5.10M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12100	12100	12100	12100	12100	N/A
VG1.2mm12mm10deg20%AR4Re10M	1.2	12	10	10	0.2	4.10M	4.10M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12118	12118	12118	12118	12118	N/A
VG1.2mm12mm30deg20%AR4Re10M	1.2	12	10	30	0.2	4.10M	4.10M	0.74	N/A	N/A	N/A	N/A	12109	12109	12109	12109	12109	N/A

Appendix (J) CRM2 次元翼模型の圧力係数

Clean AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

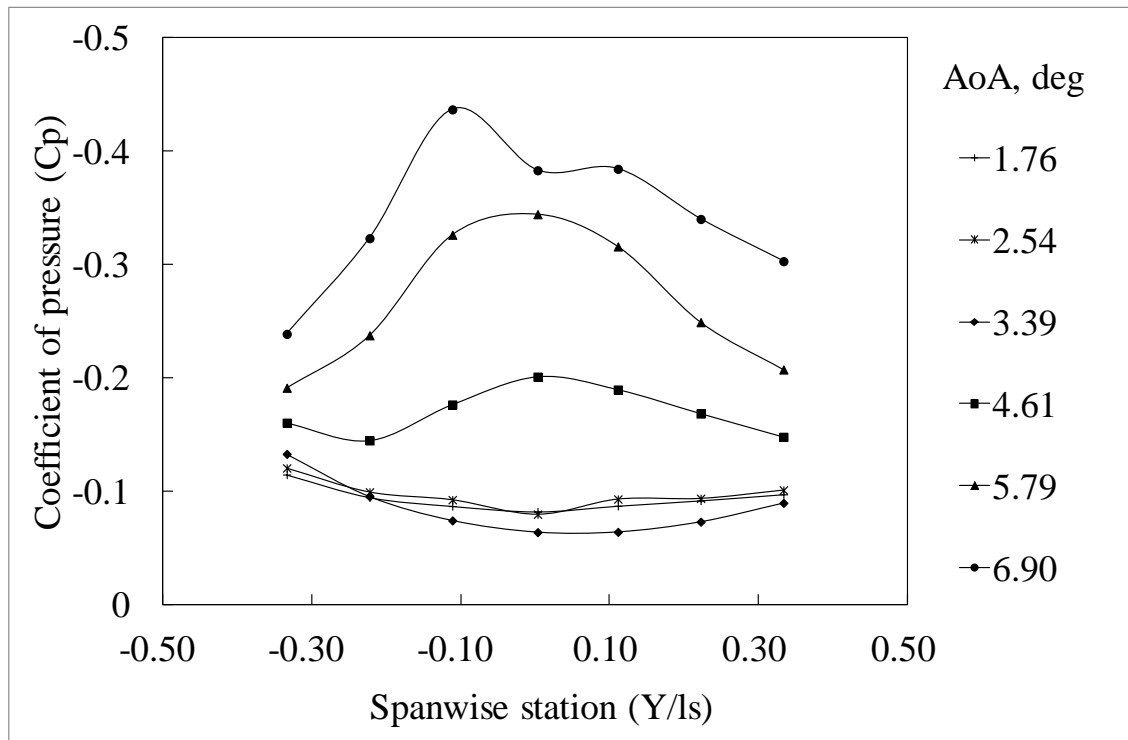
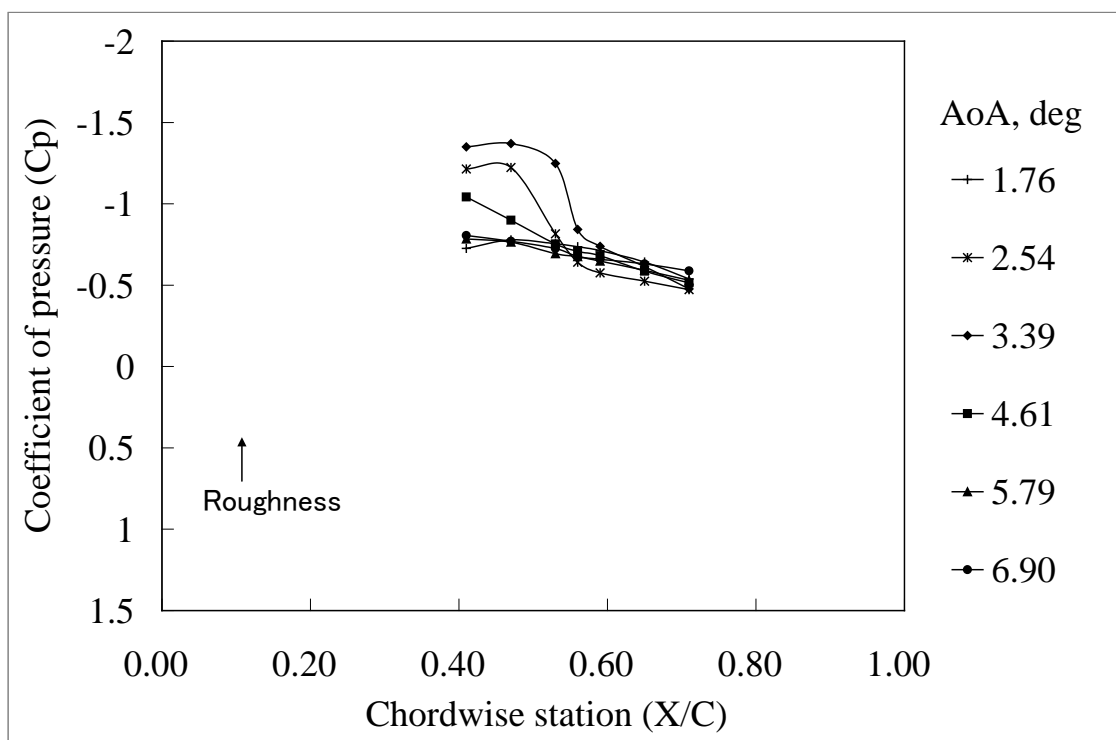


図 J-1 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74, Re=5M$.

Clean AoA=3-8deg

Y=-5mm



Y=+5mm

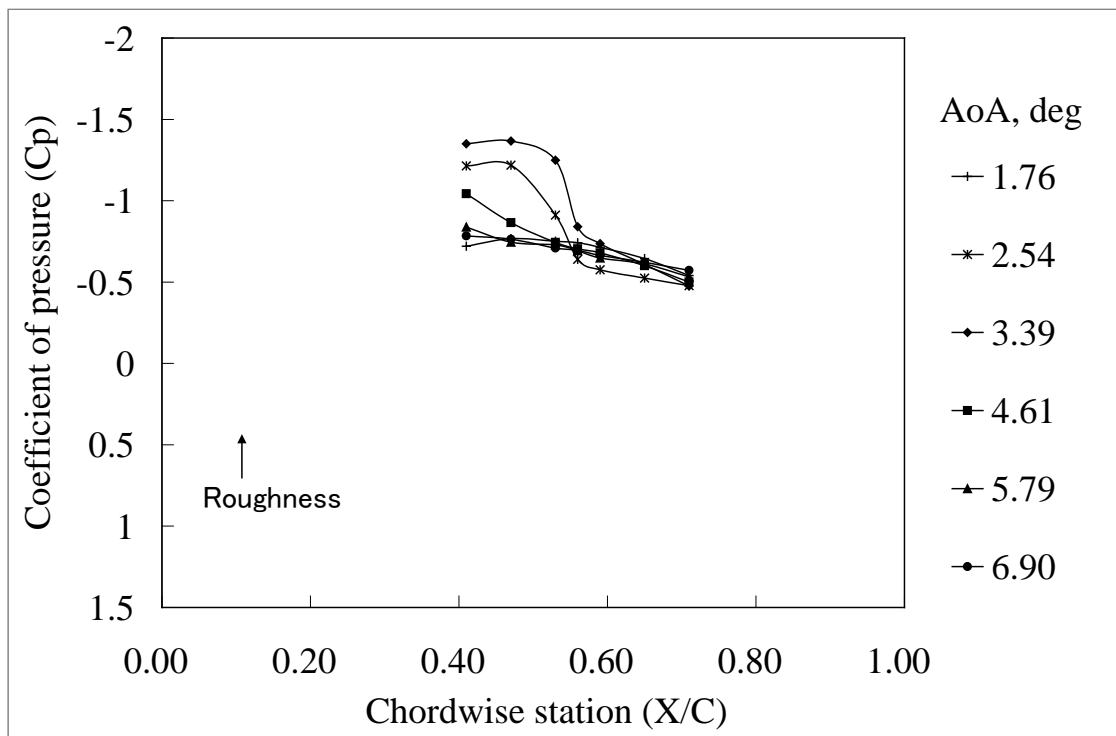
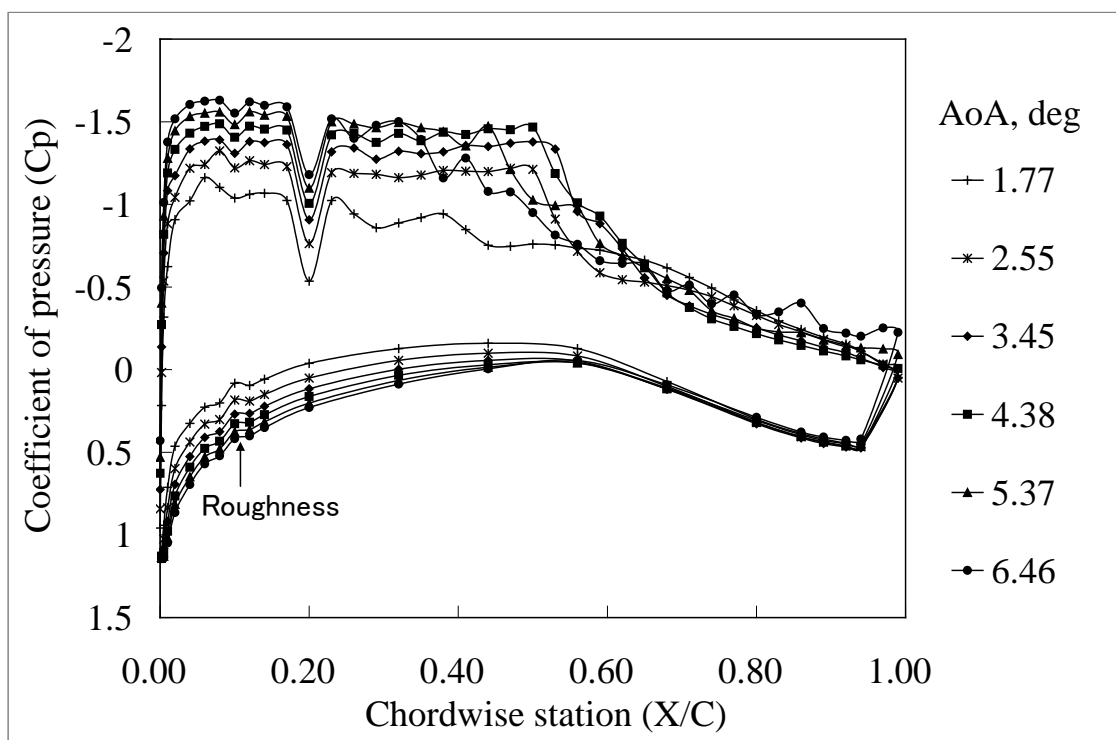


図 J-1 VG なし形態（クリーン形態）の圧力係数（つづき）設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔，図中の表記は壁干渉補正迎角． $M=0.74$, $Re=5M$.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=3\text{-}8\text{deg}$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

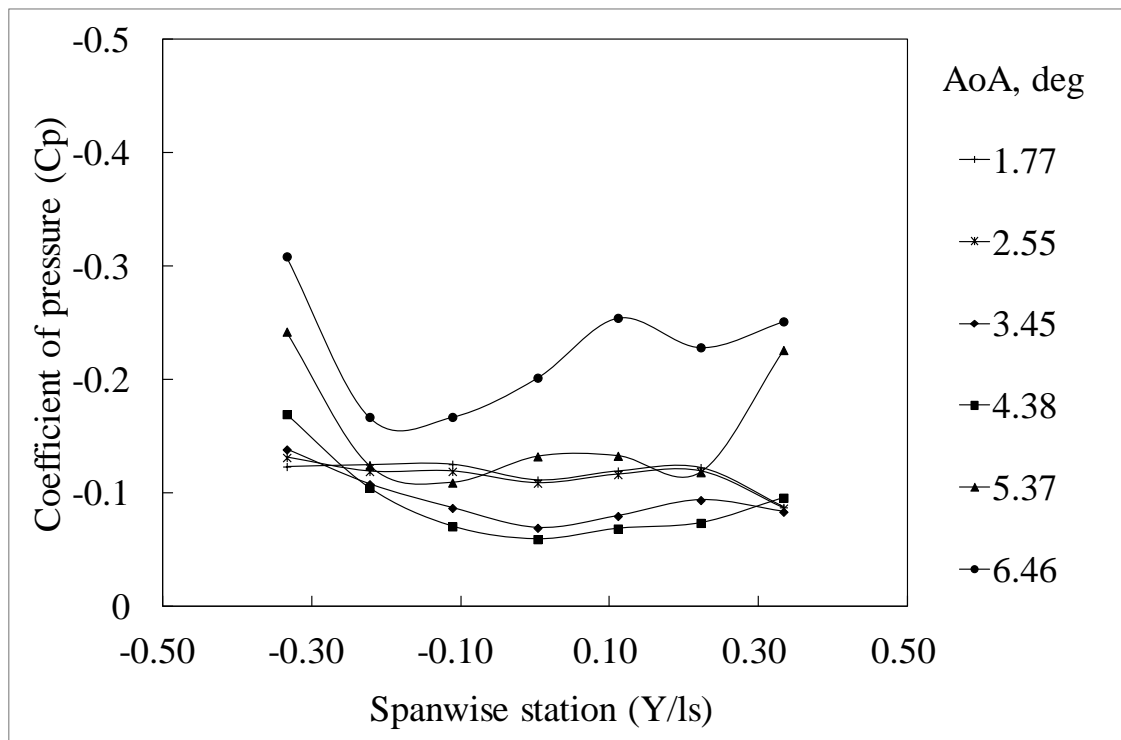
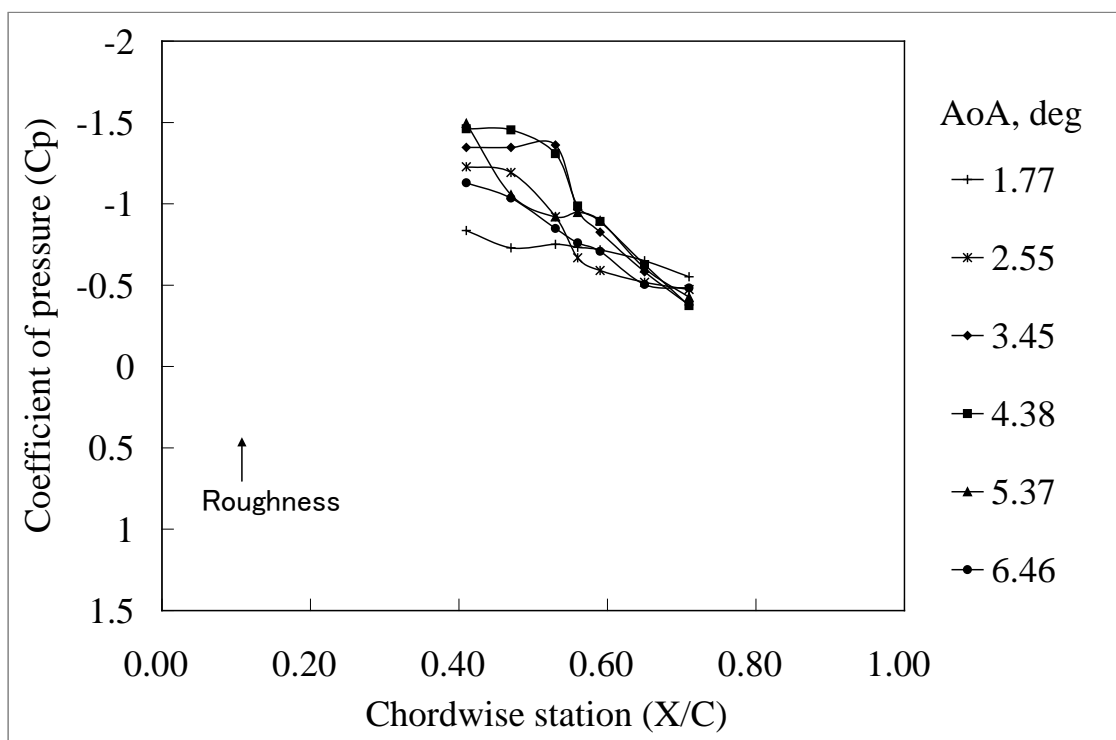


図 J-2 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

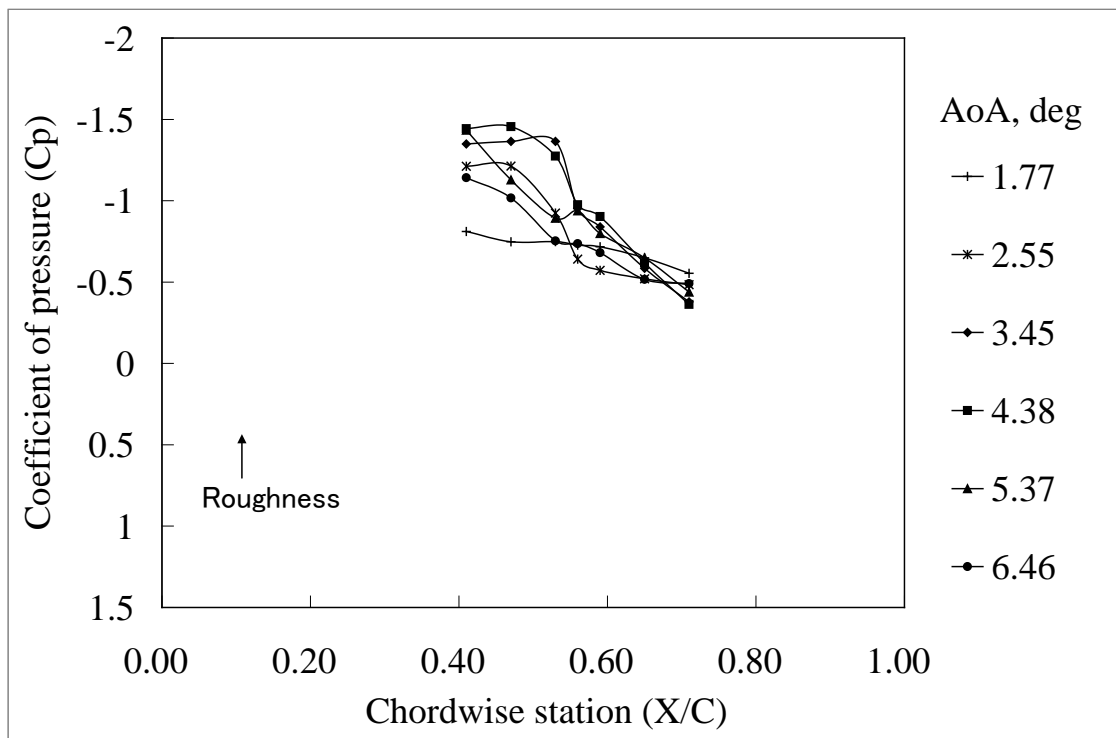
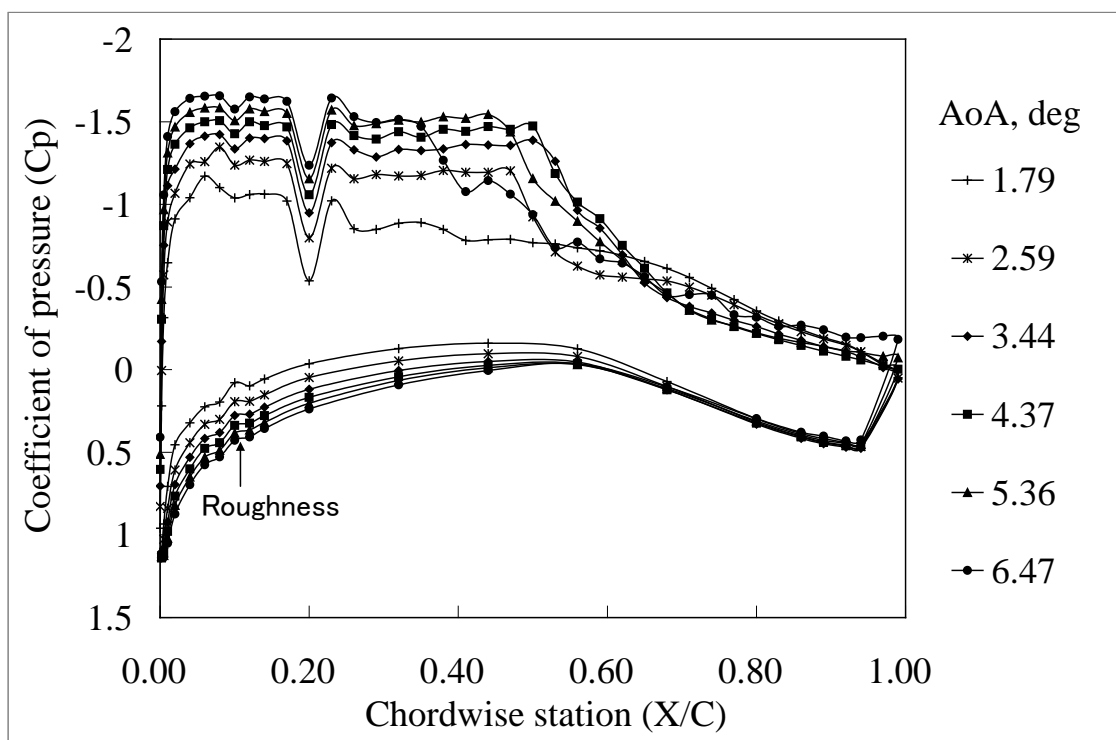


図 J-2 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=5, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

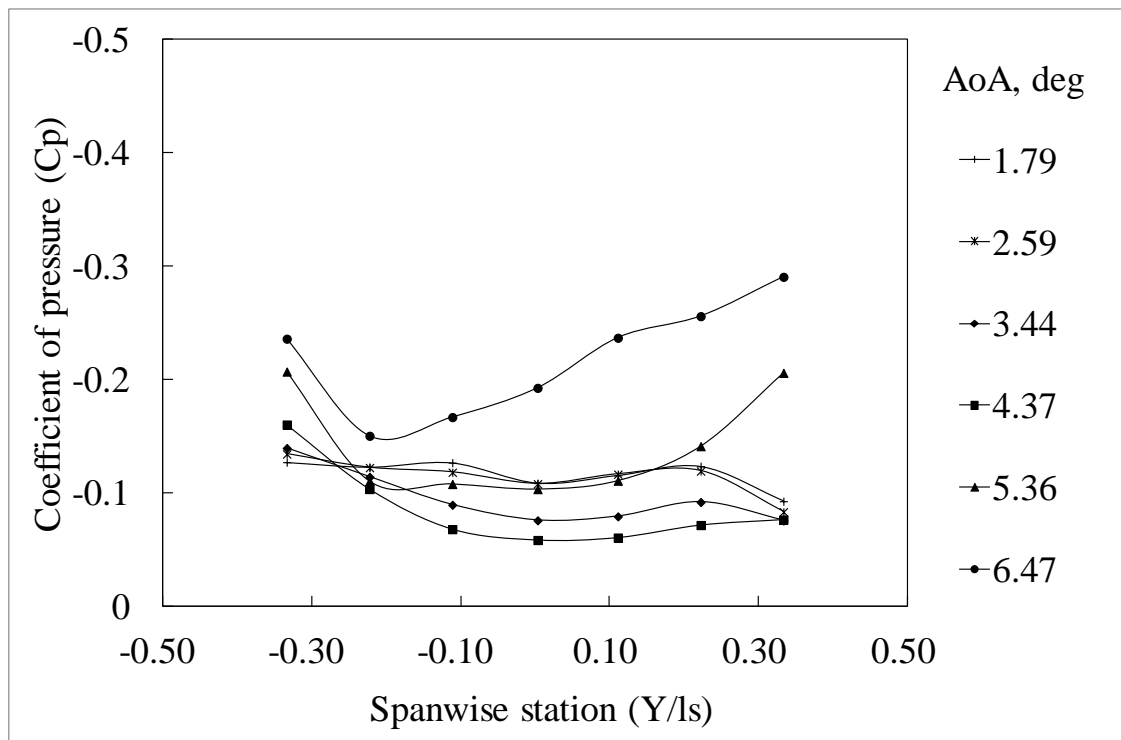
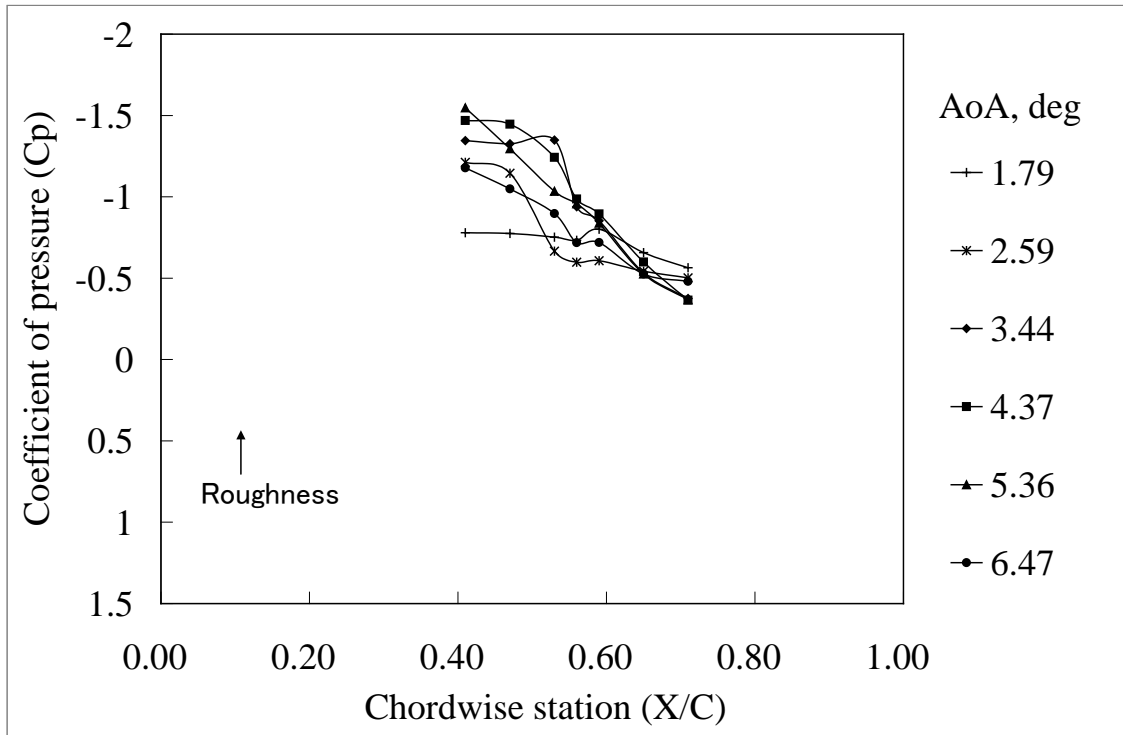


図 J-3 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=6.0mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=5, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

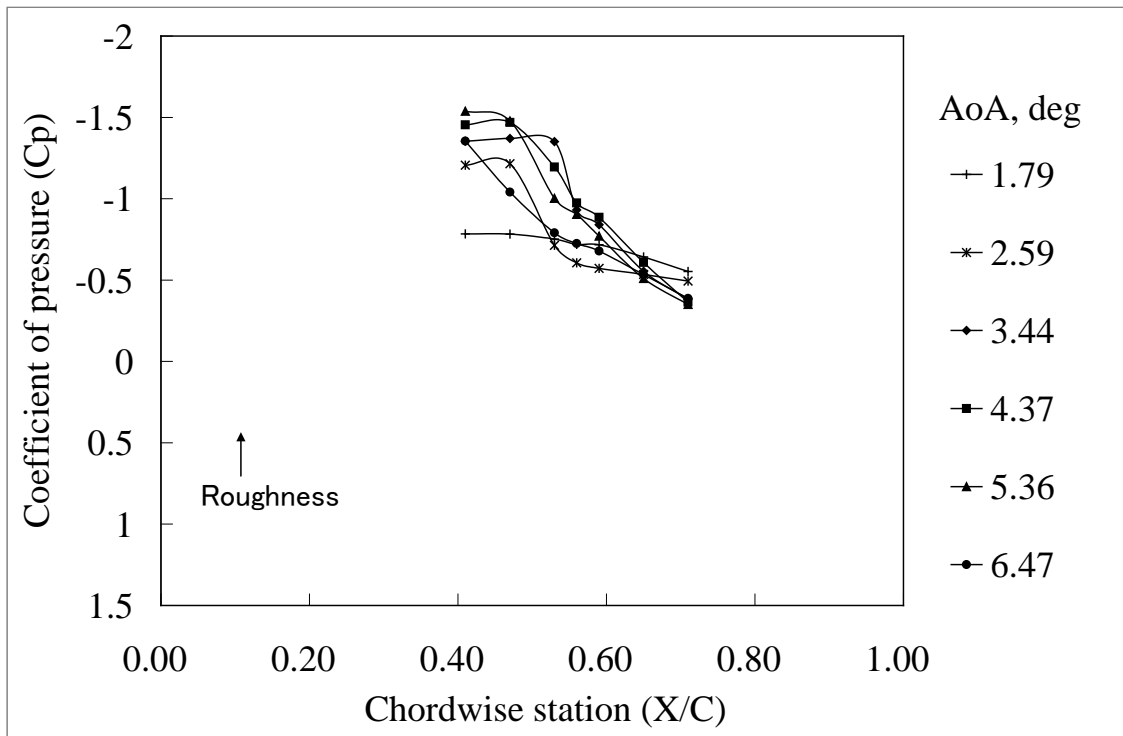
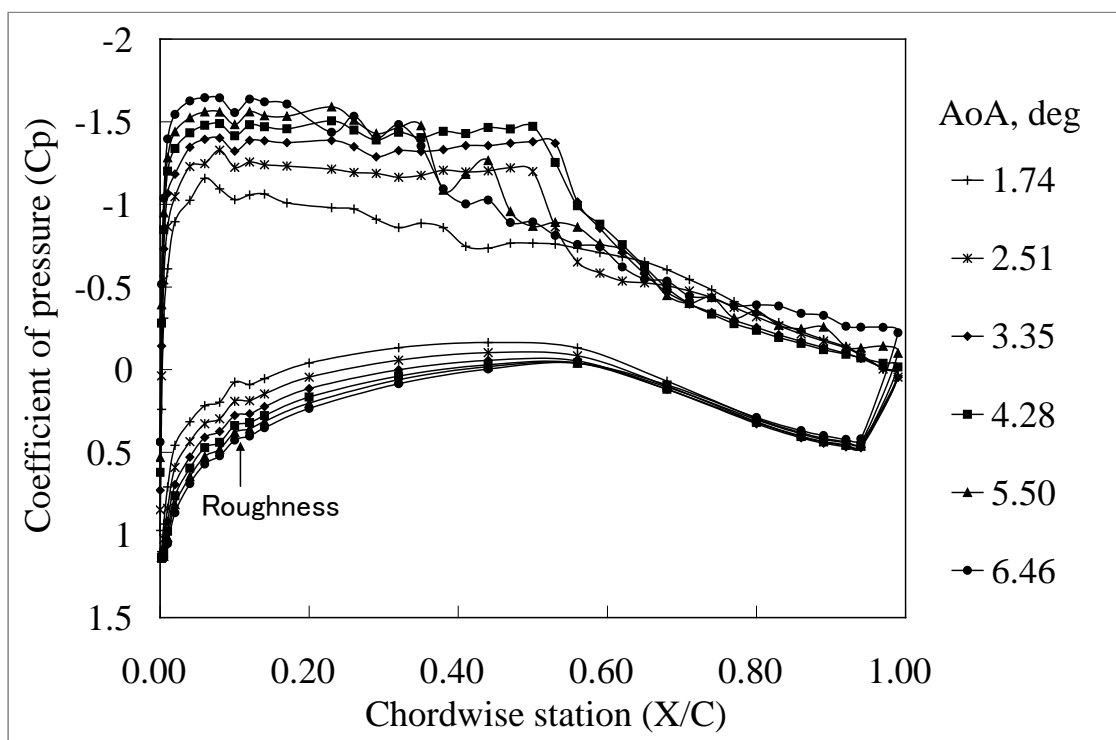


図 J-3 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=6.0mm, Xv/C=0.20) の圧力係数(つづき)設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=10\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=3\text{-}8\text{deg}$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

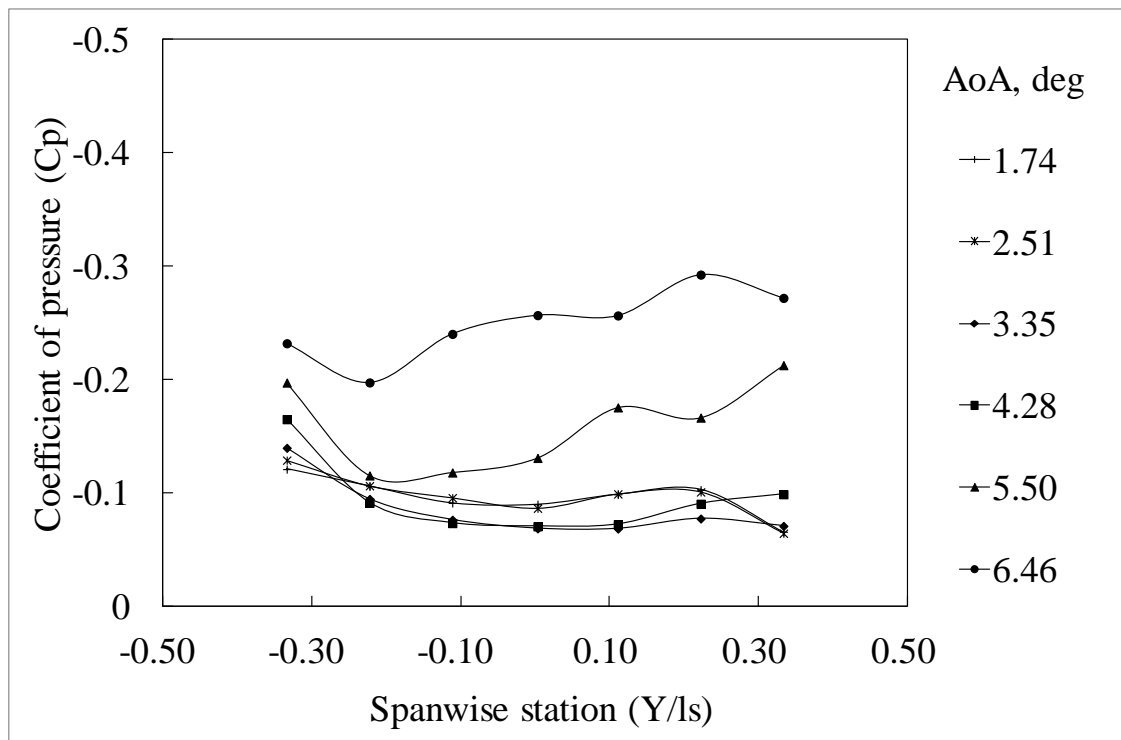
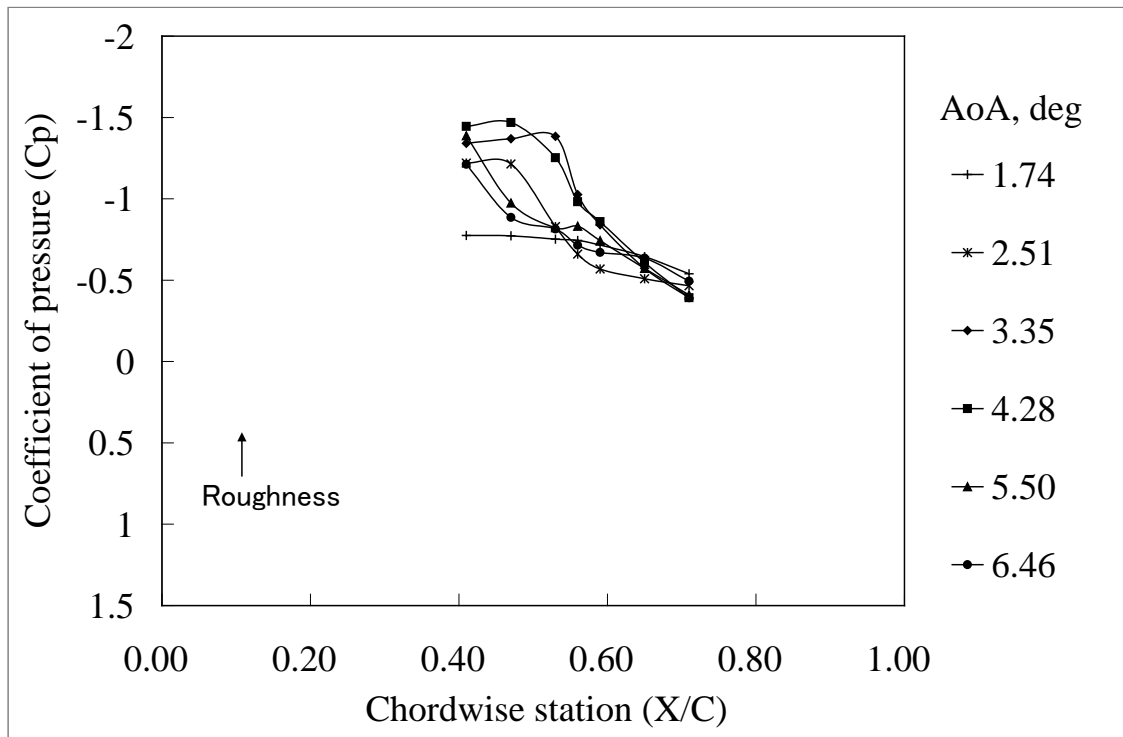


図 J-4 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=10\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 3deg - 8deg , 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=10deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

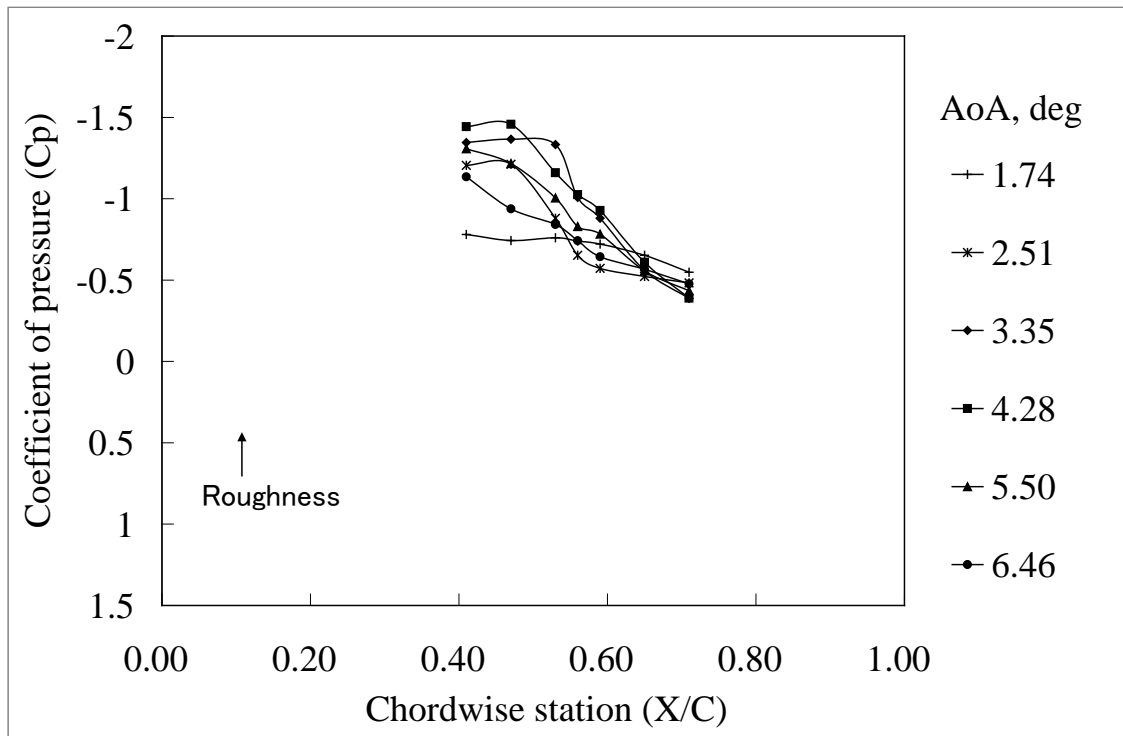
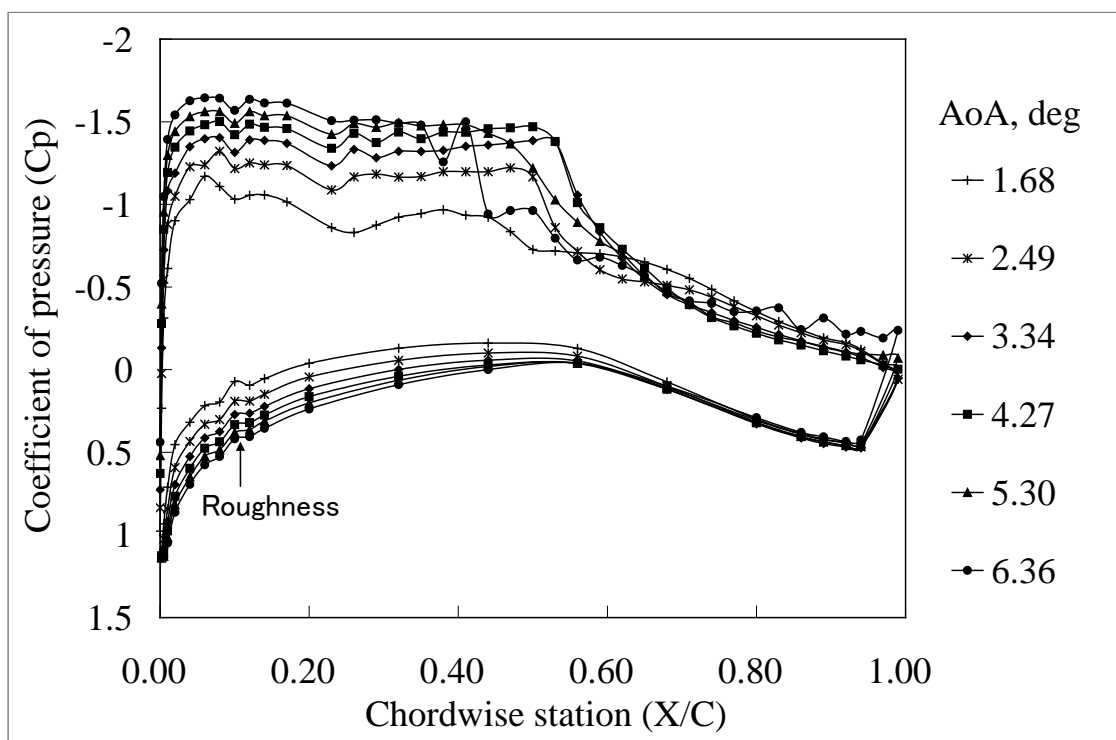


図 J-4 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=10deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=30deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

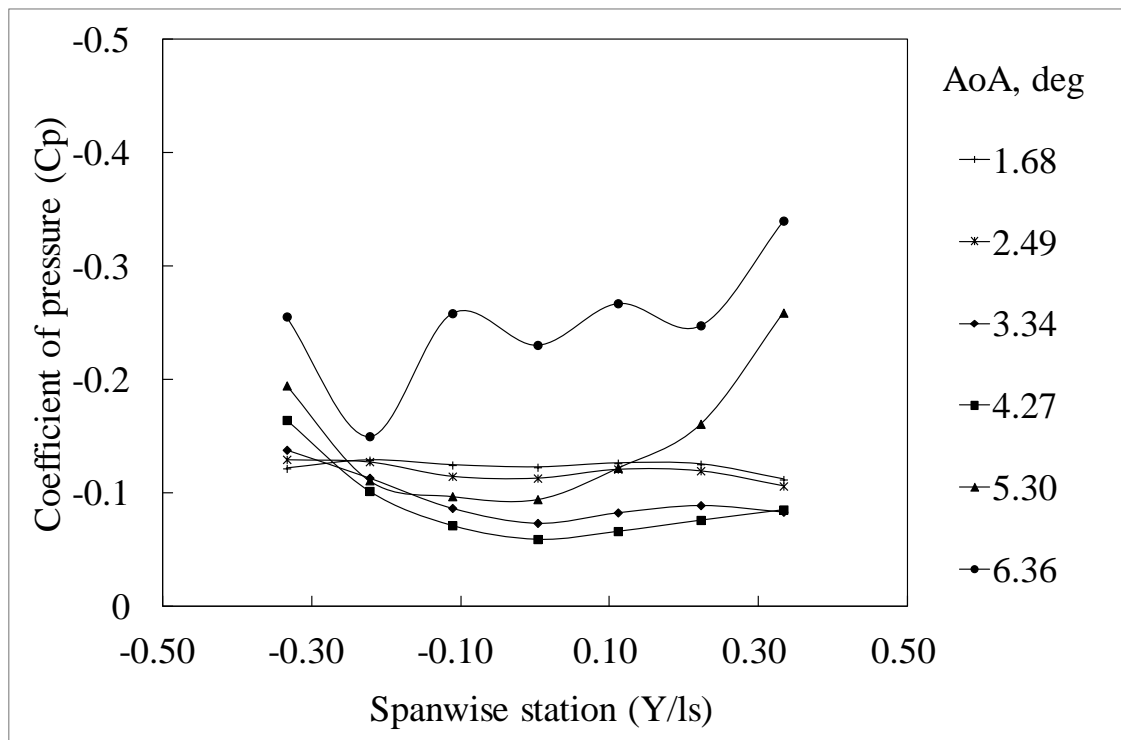
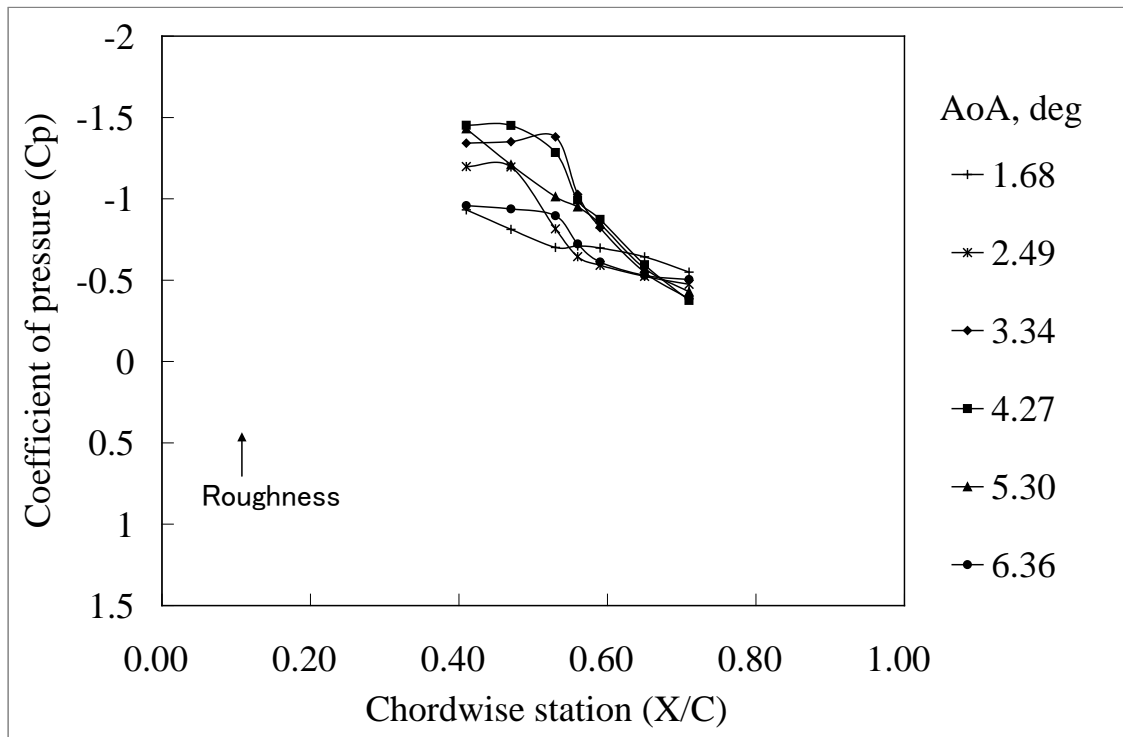


図 J-5 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=30deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=30deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

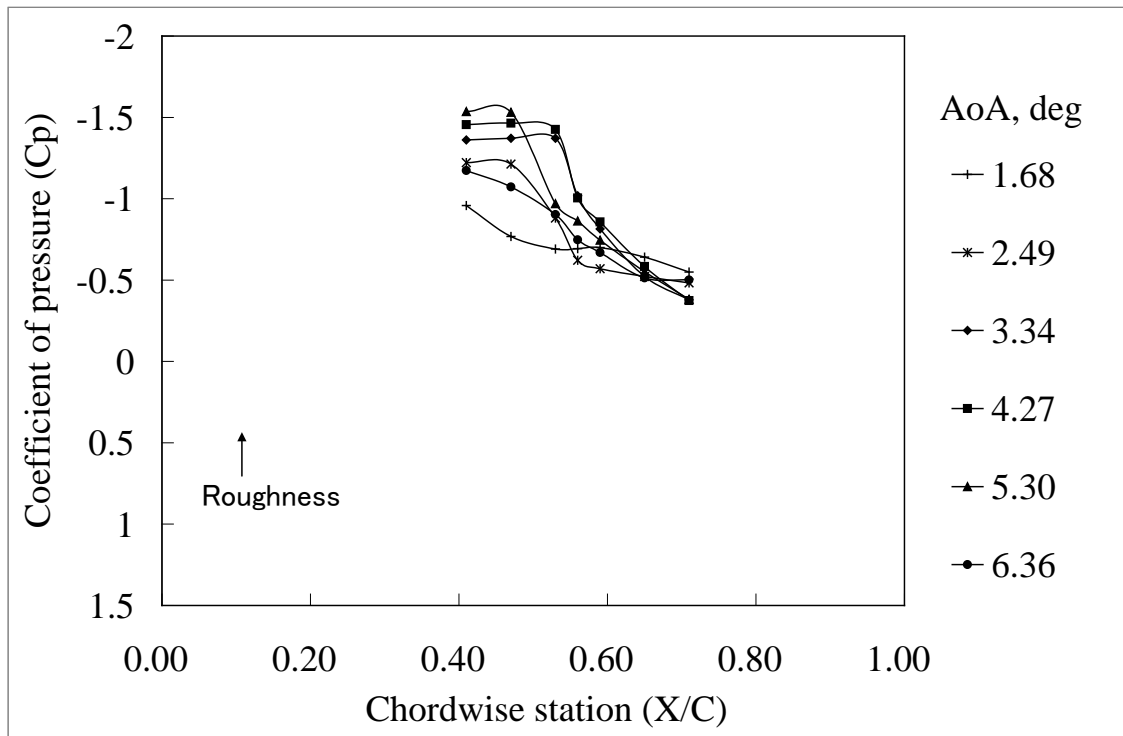
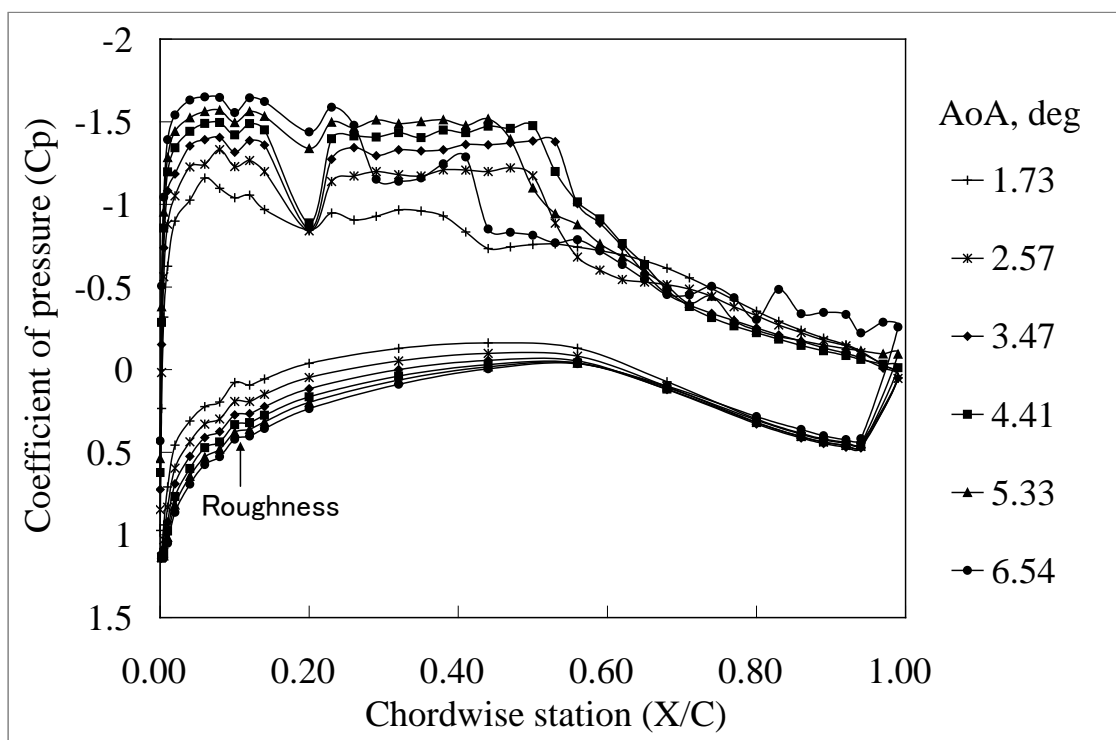


図 J-5 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=30deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=3\text{-}8\text{deg}$, $X_v/C=0.15$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

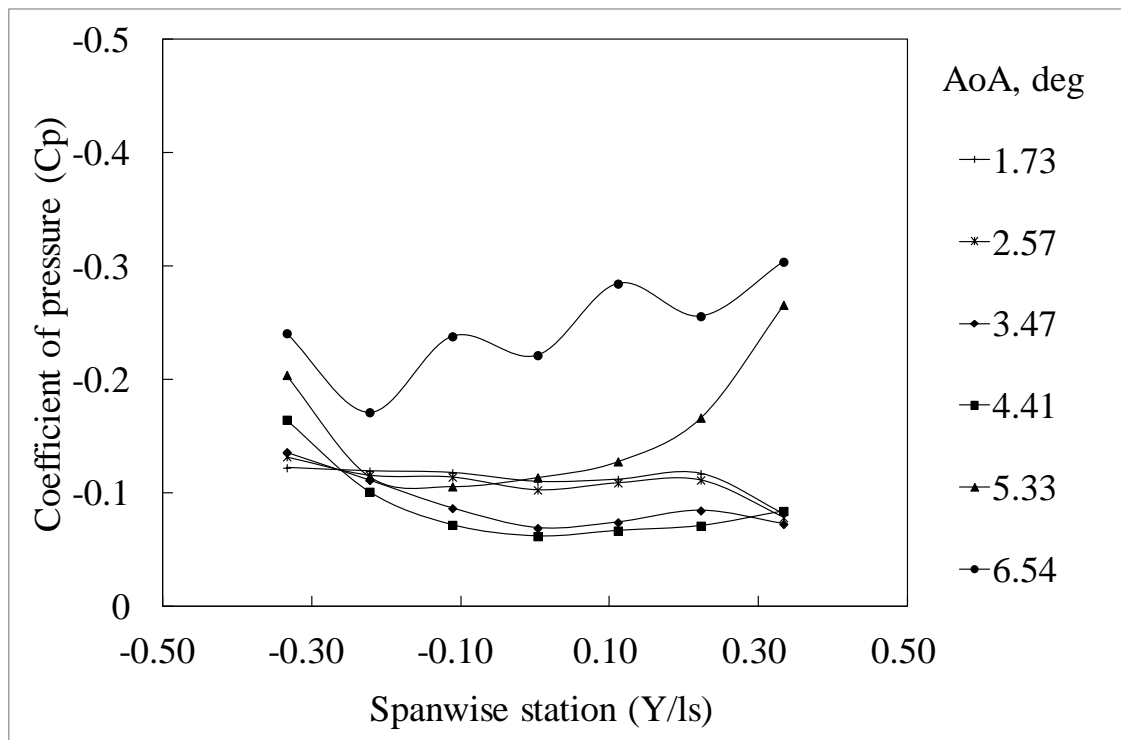
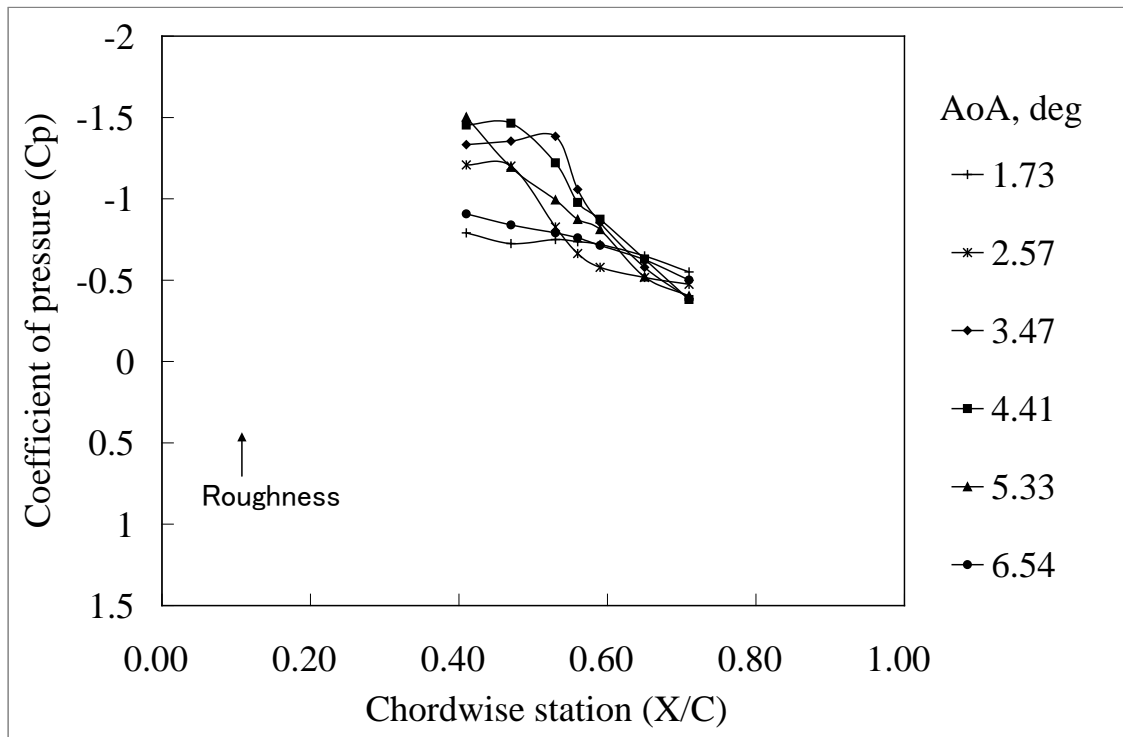


図 J-6 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.15$) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg, Xv/C=0.15
Y=-5mm



Y=+5mm

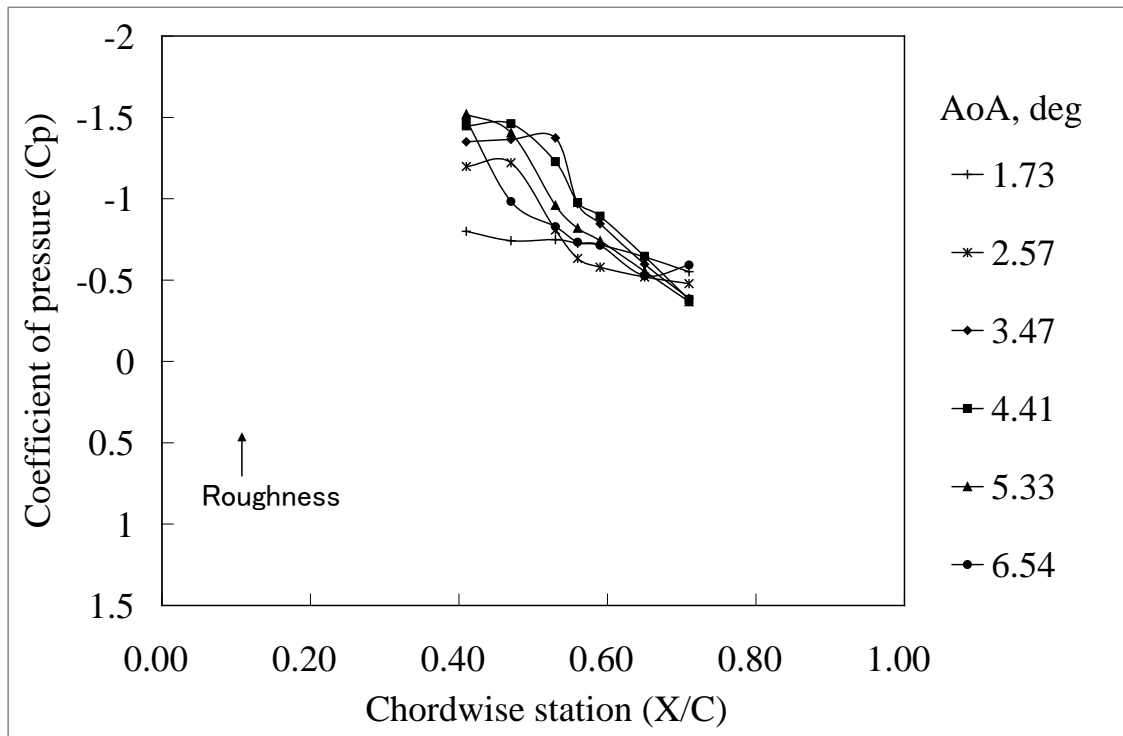
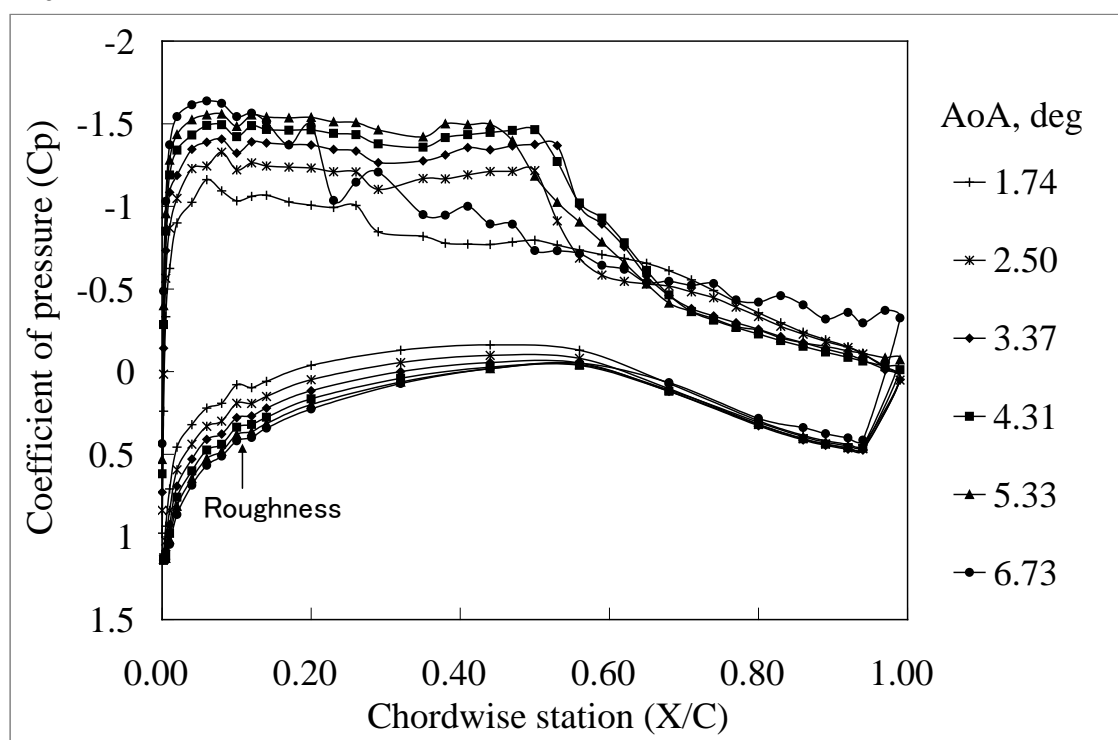


図 J-6 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.15) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=3\text{-}8\text{deg}$, $X_v/C=0.30$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

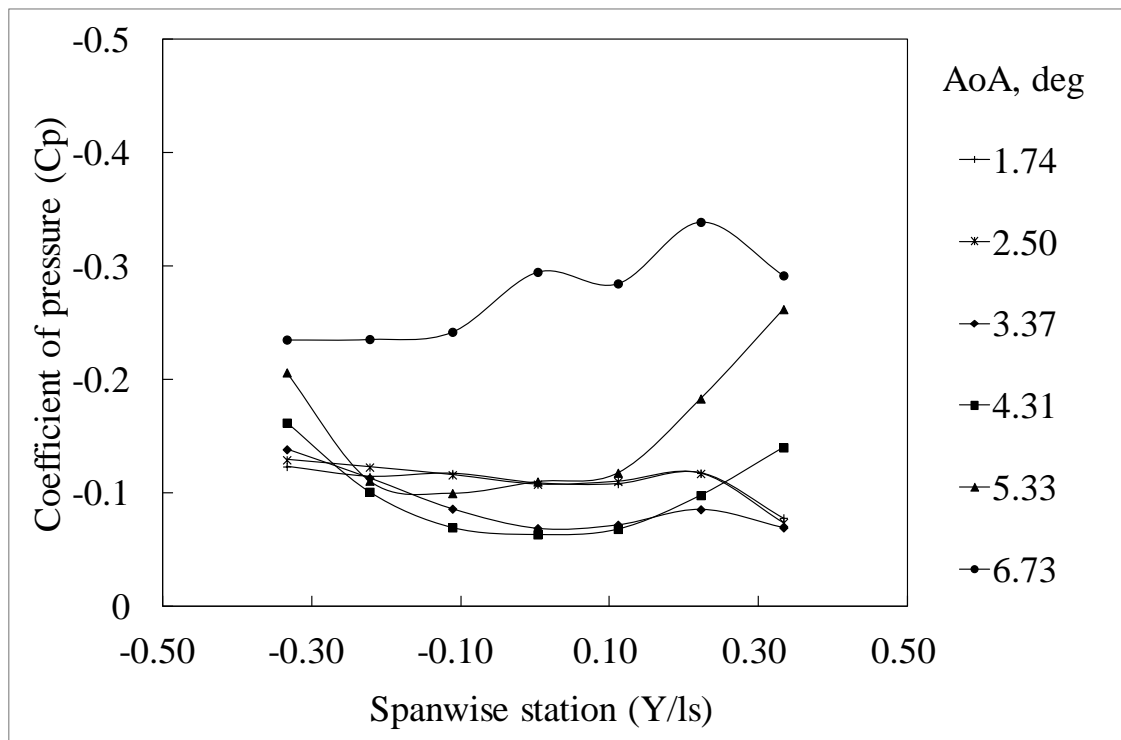
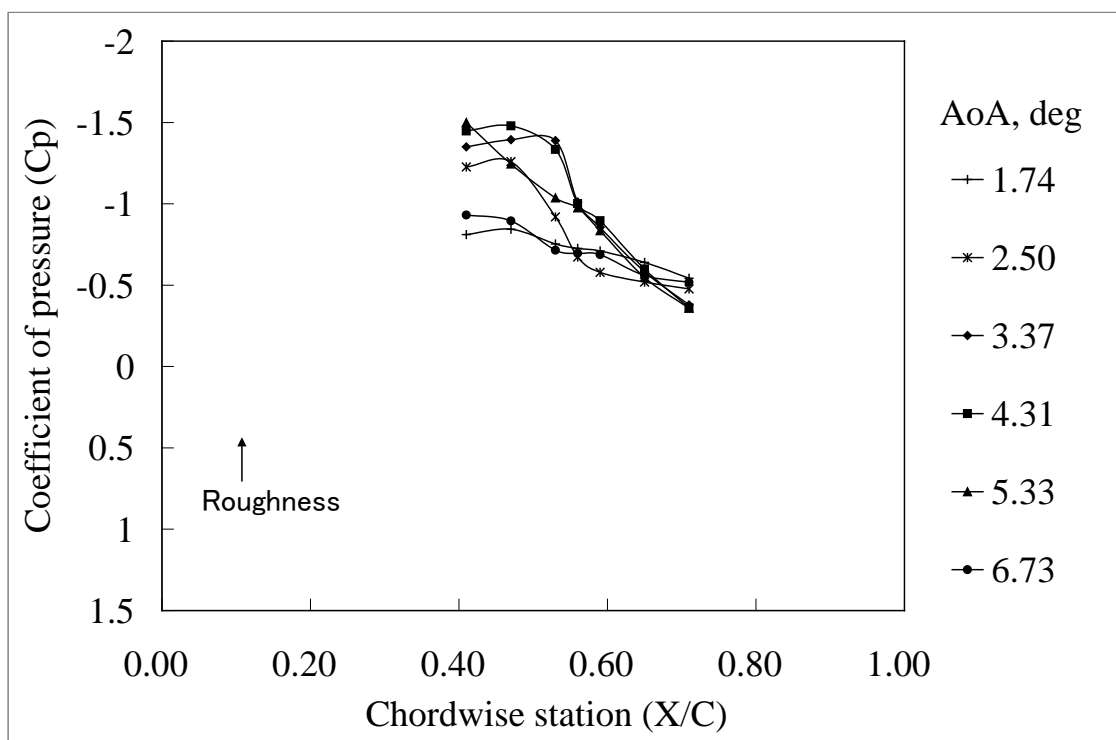


図 J-7 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.30$) の圧力係数 設定迎角 3deg - 8deg , 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg, Xv/C=0.30
Y=-5mm



Y=+5mm

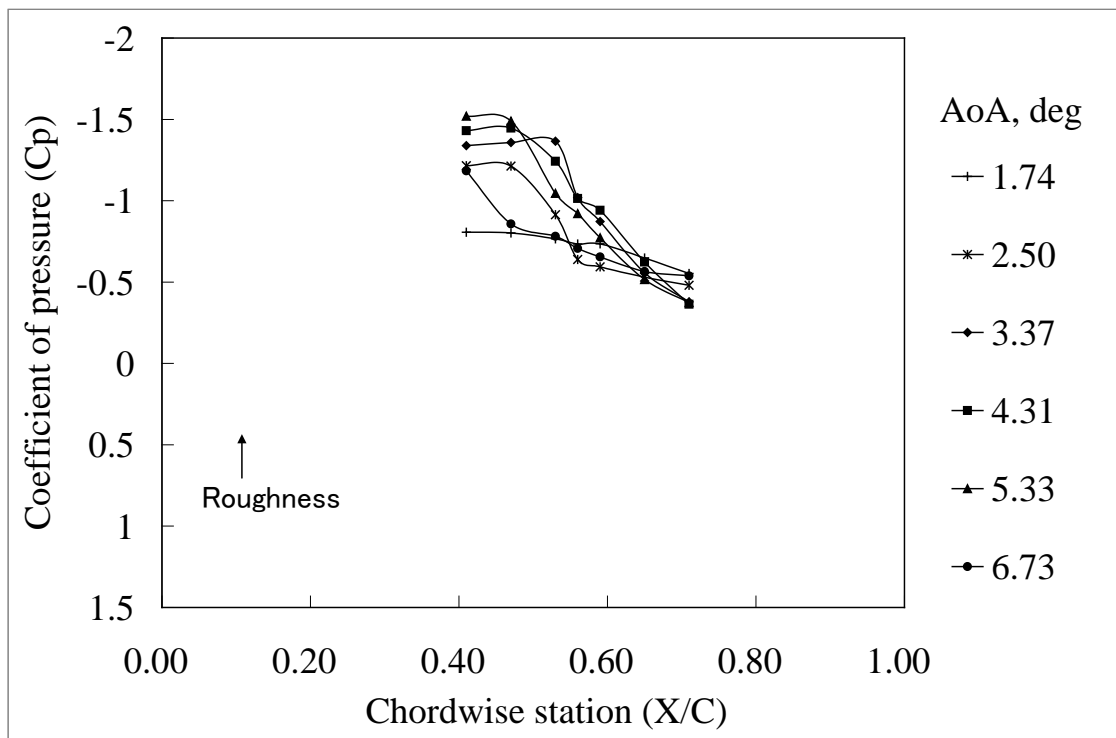
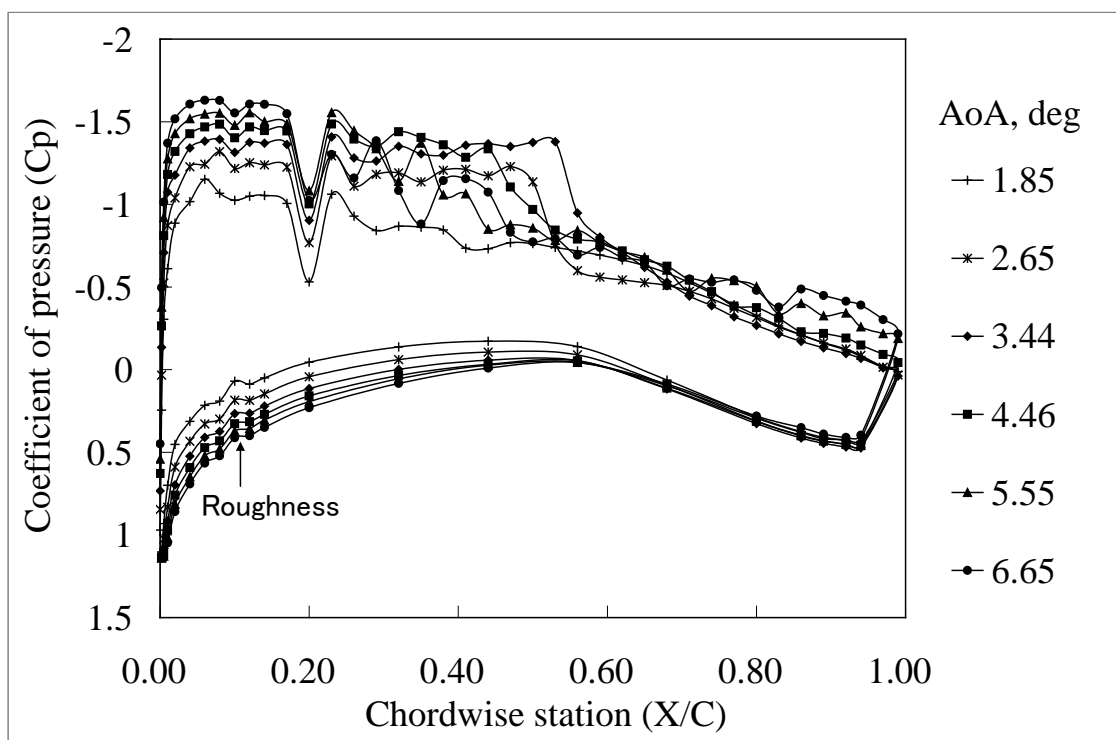


図 J-7 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.30) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=3\text{-}8\text{deg}$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

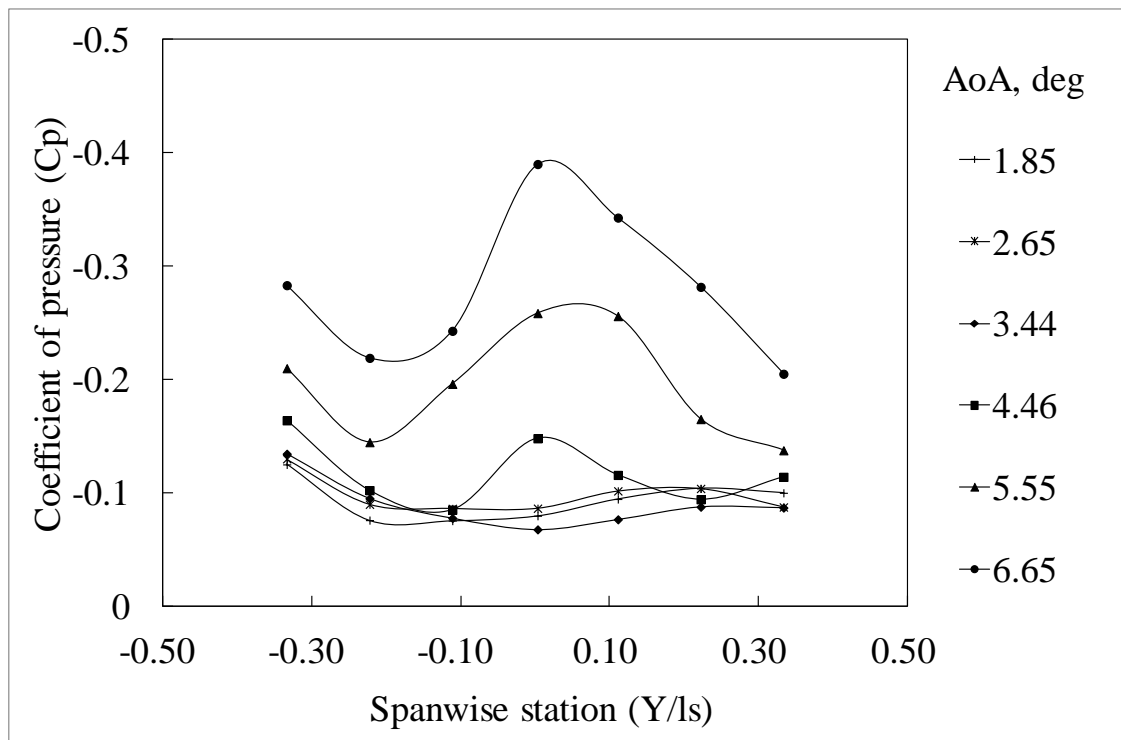
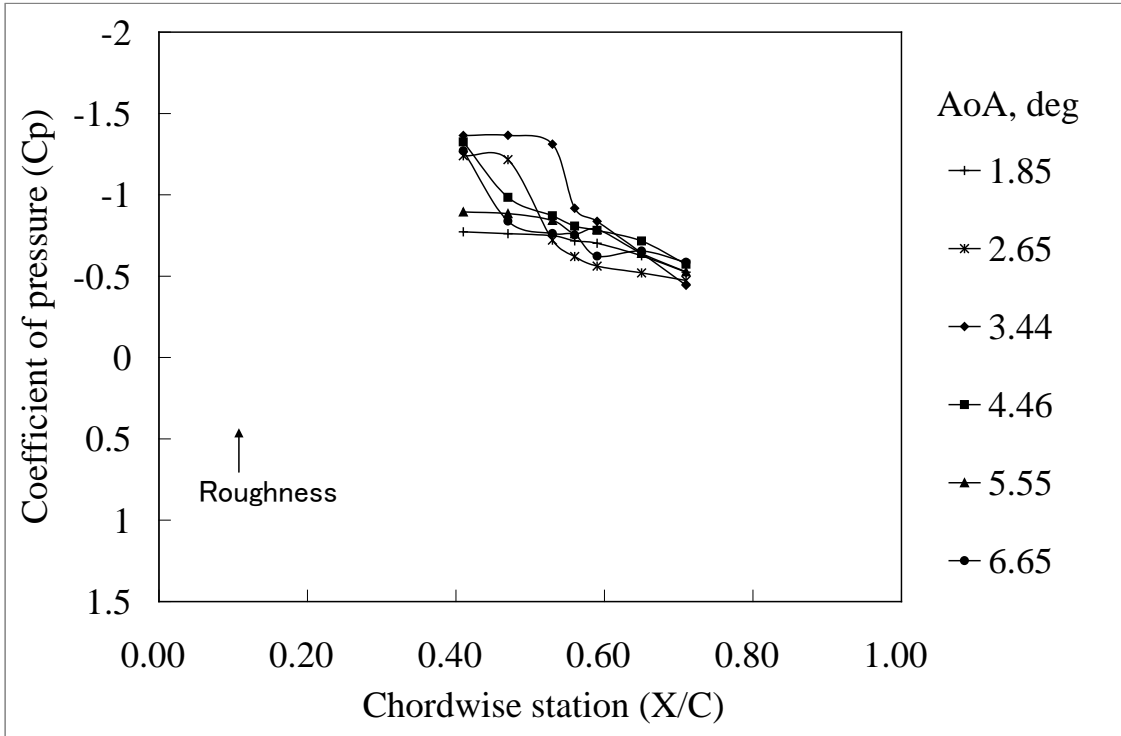


図 J-8 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 3deg - 8deg , 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

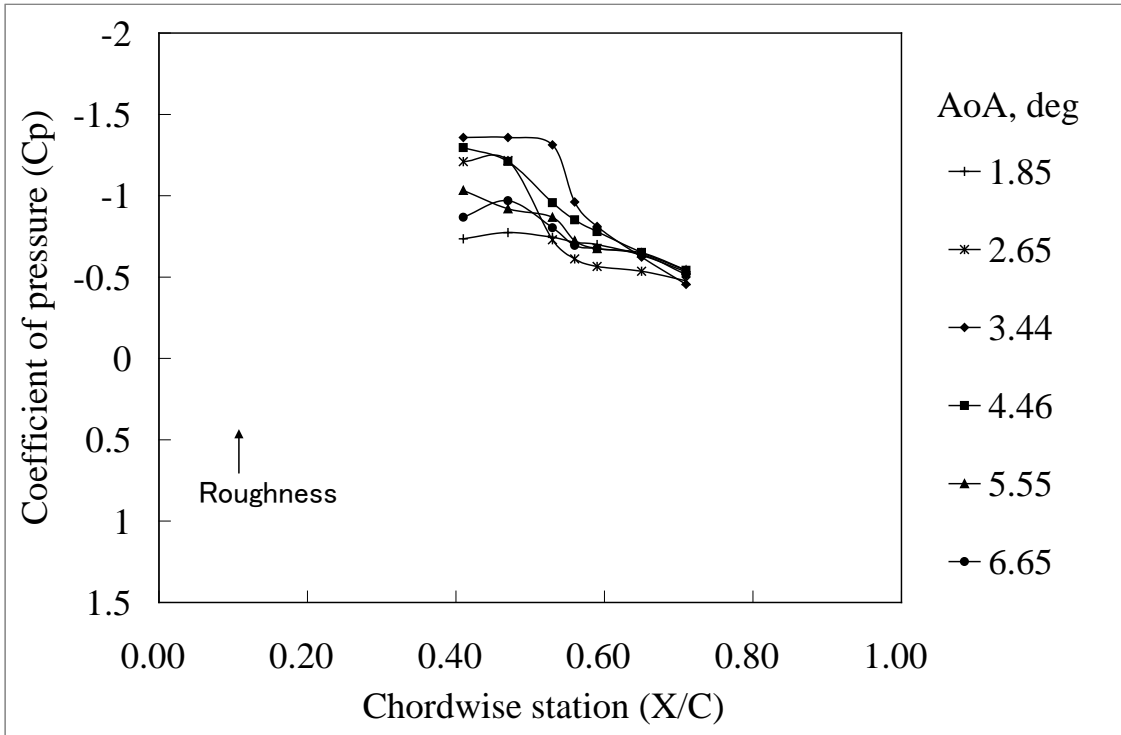
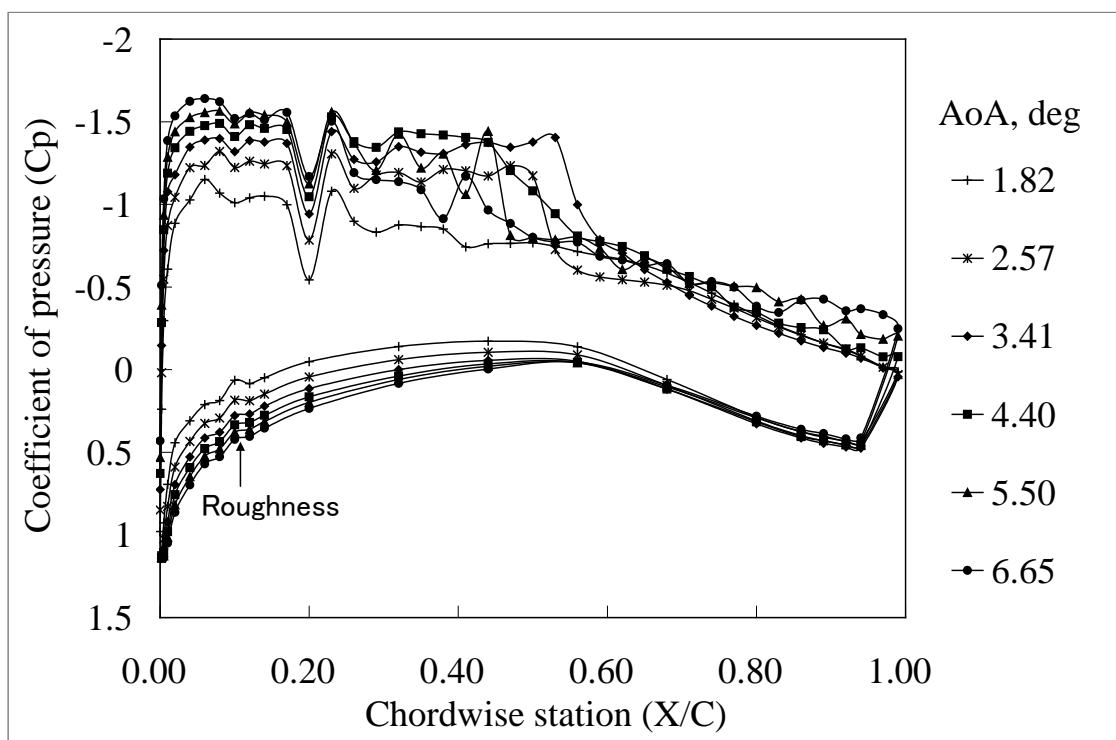


図 J-8 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, AR=5, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

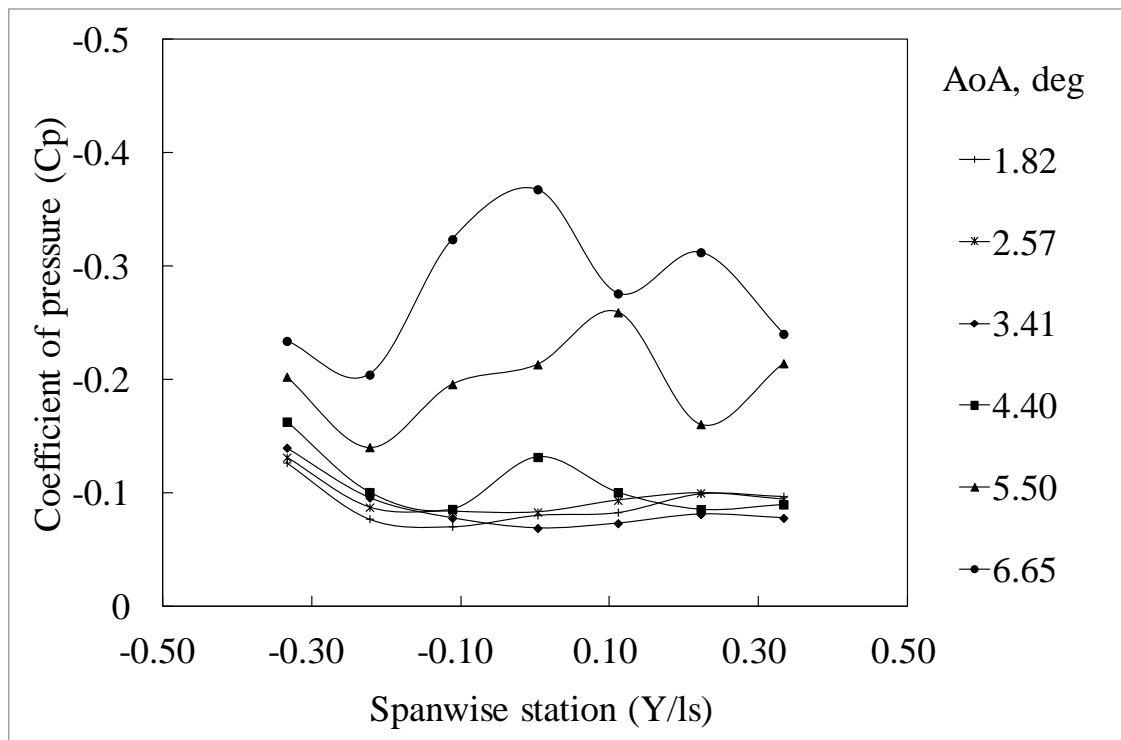
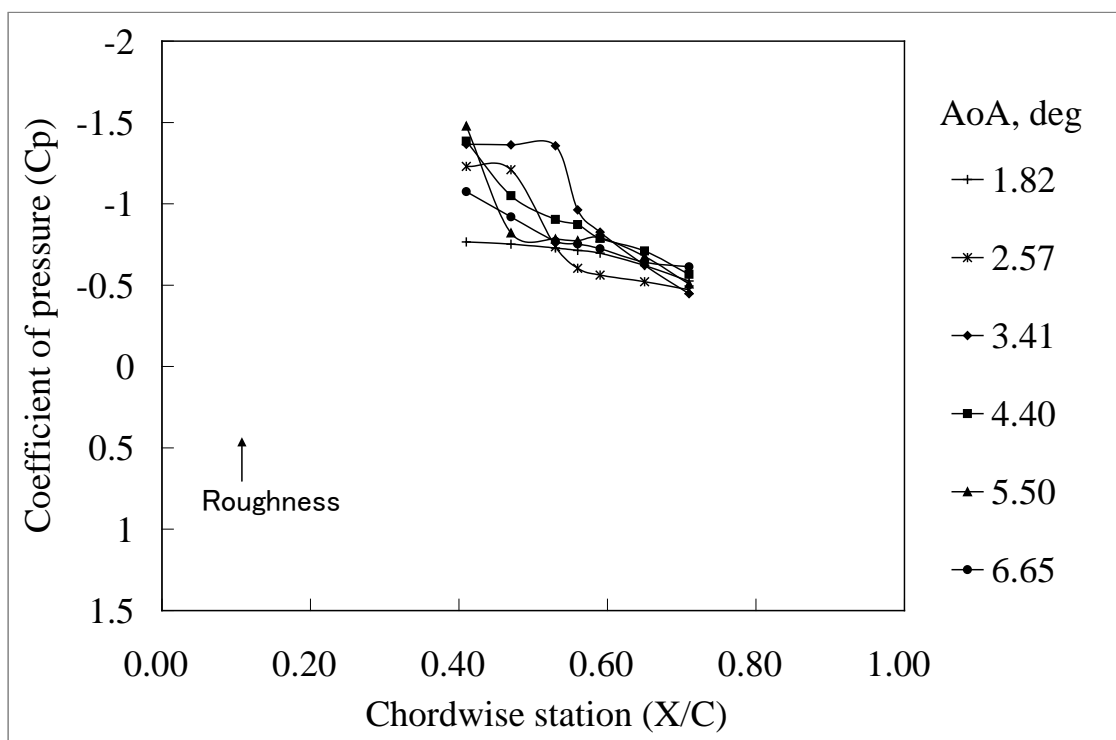


図 J-9 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Lv=6.0mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, AR=5, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

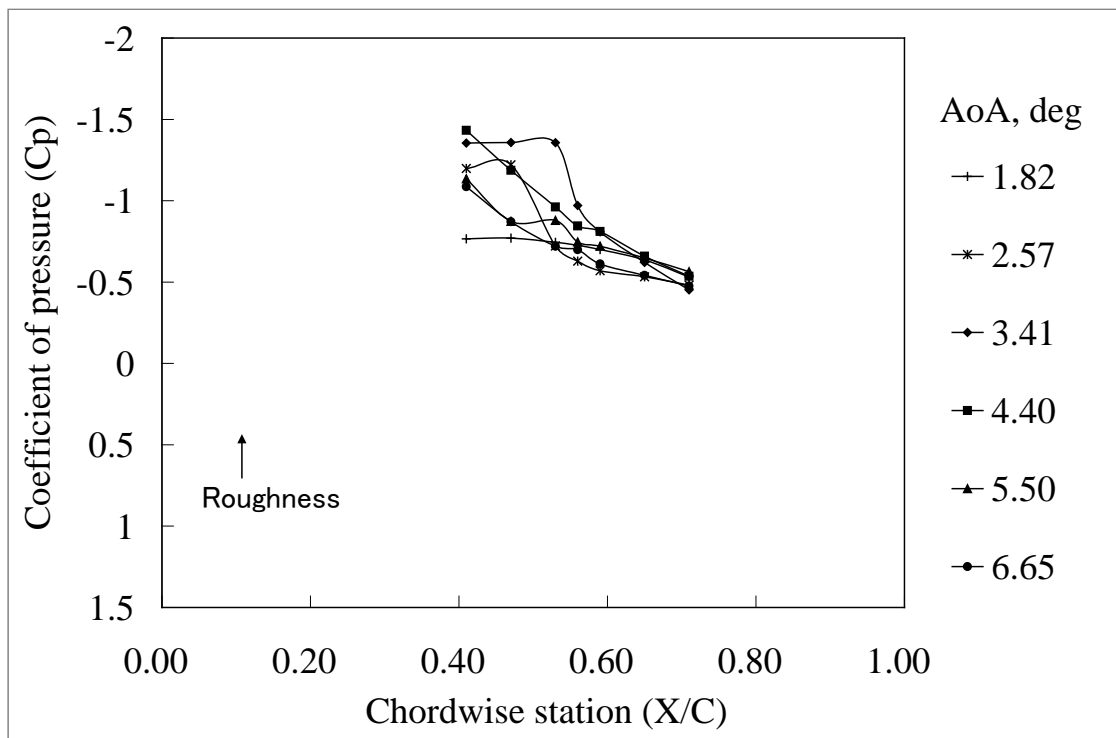
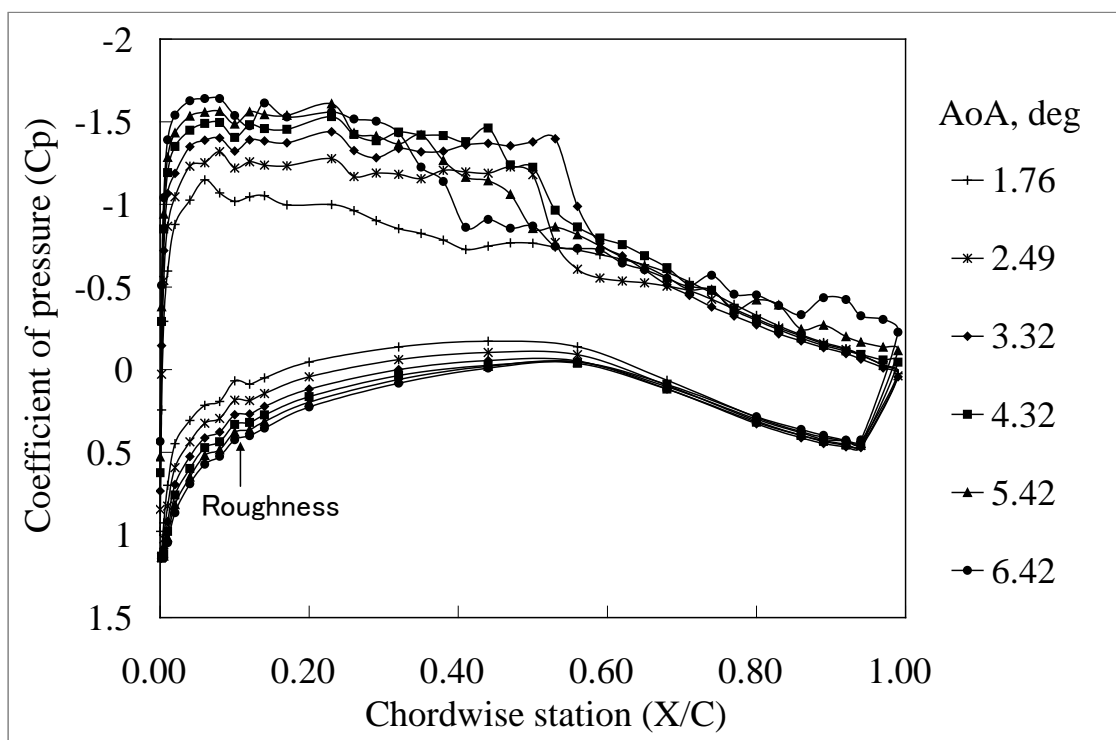


図 J-9 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Lv=6.0mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=10deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

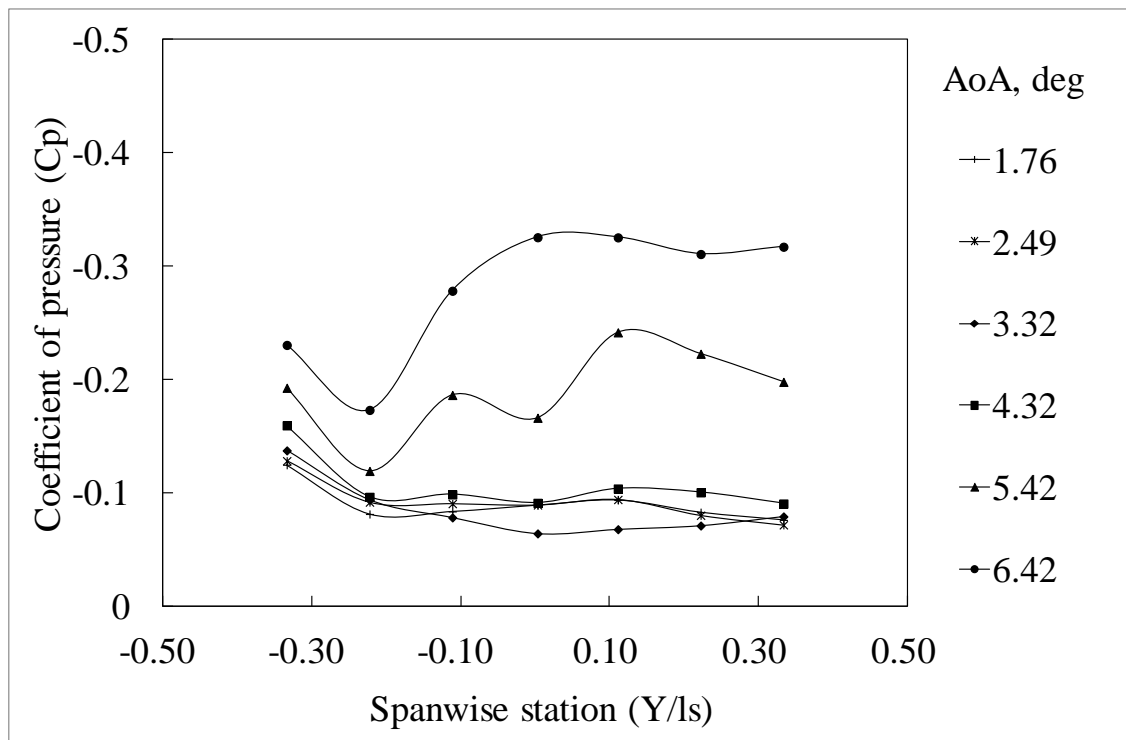
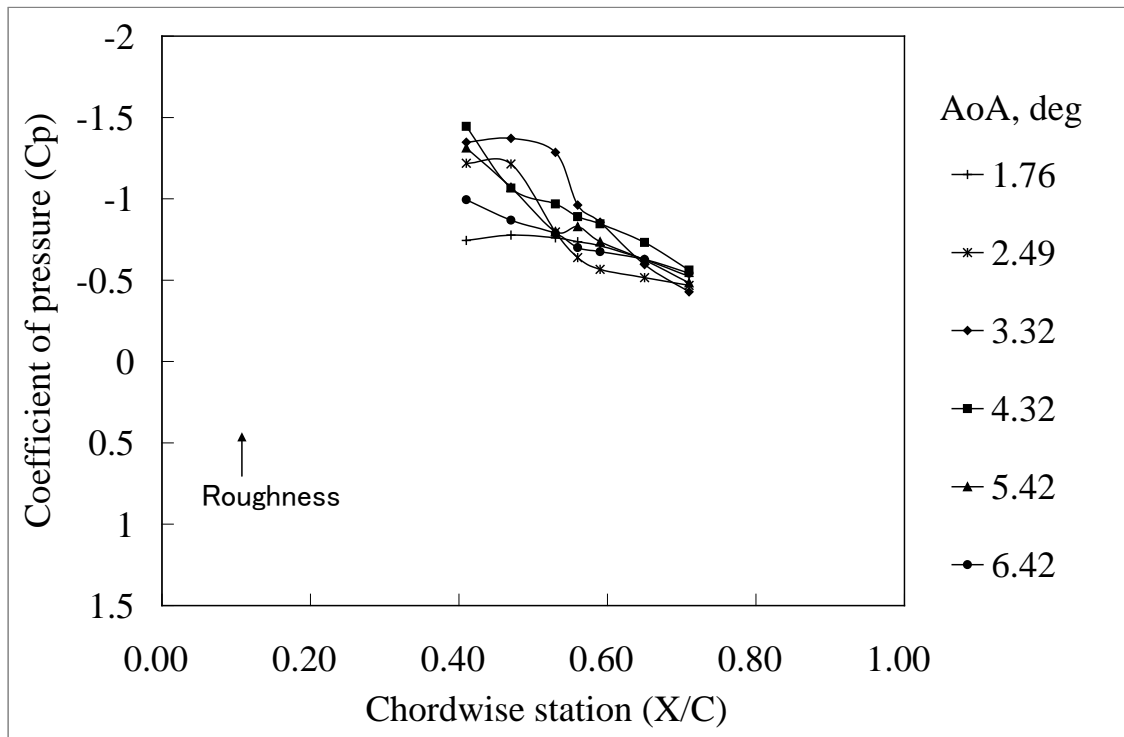


図 J-10 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=10deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=10deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

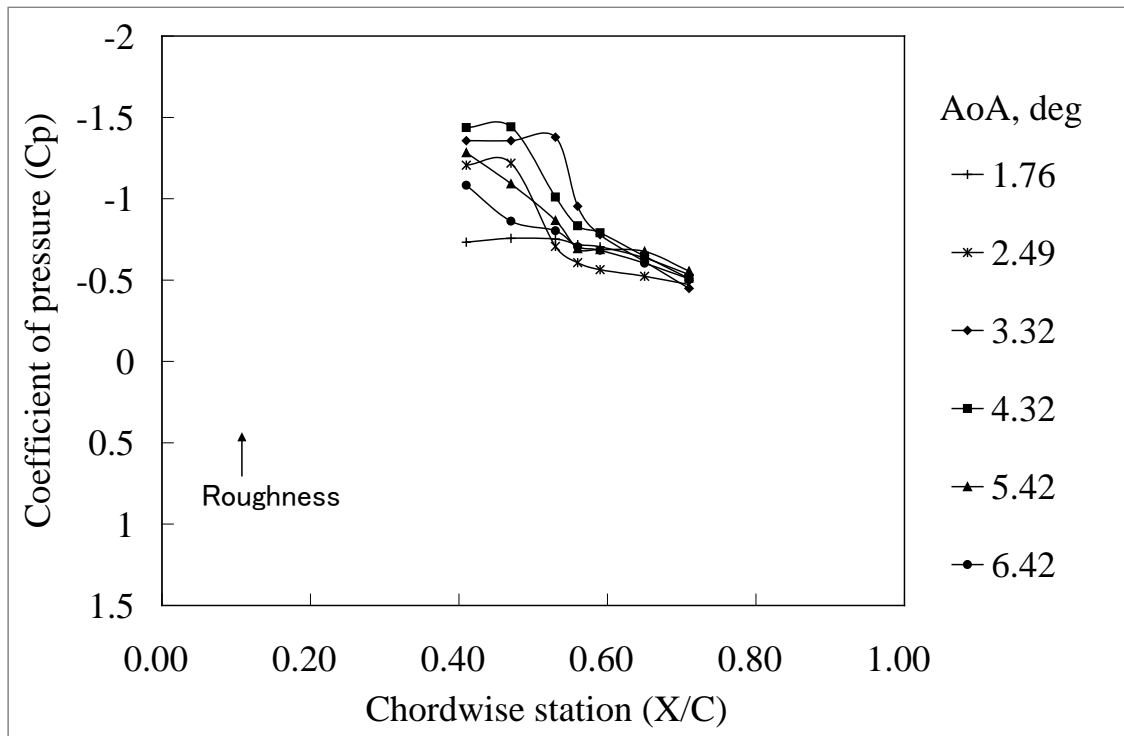
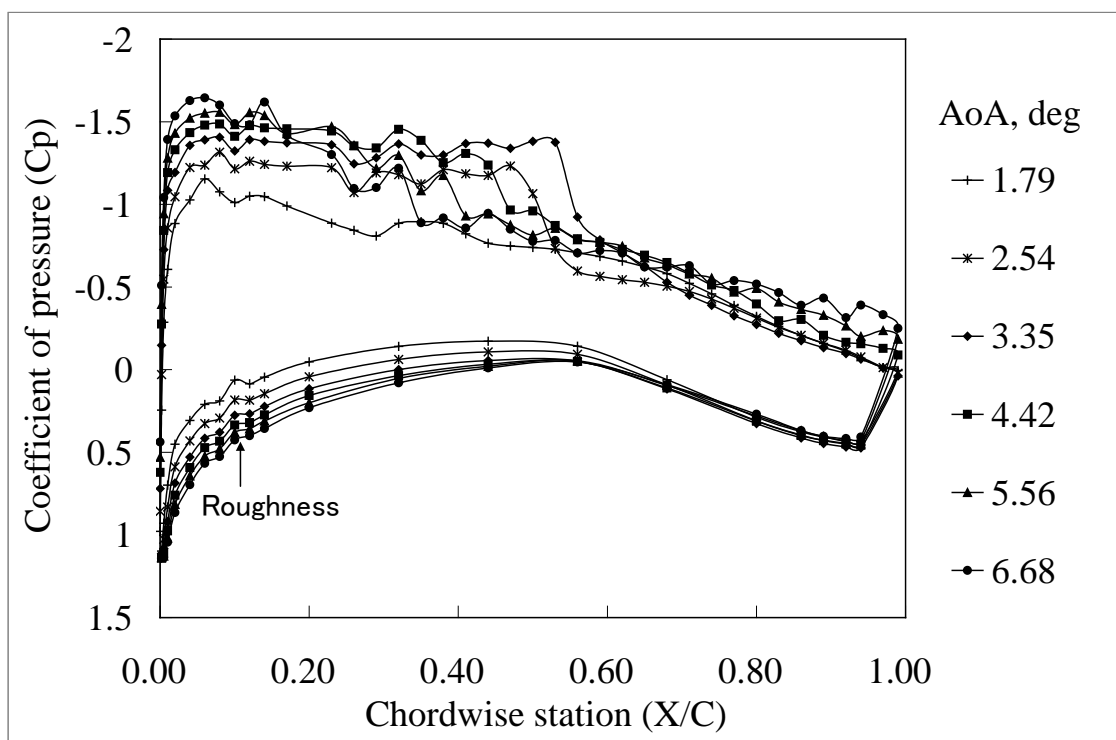


図 J-10 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=10deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=30\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=3\text{-}8\text{deg}$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.95$

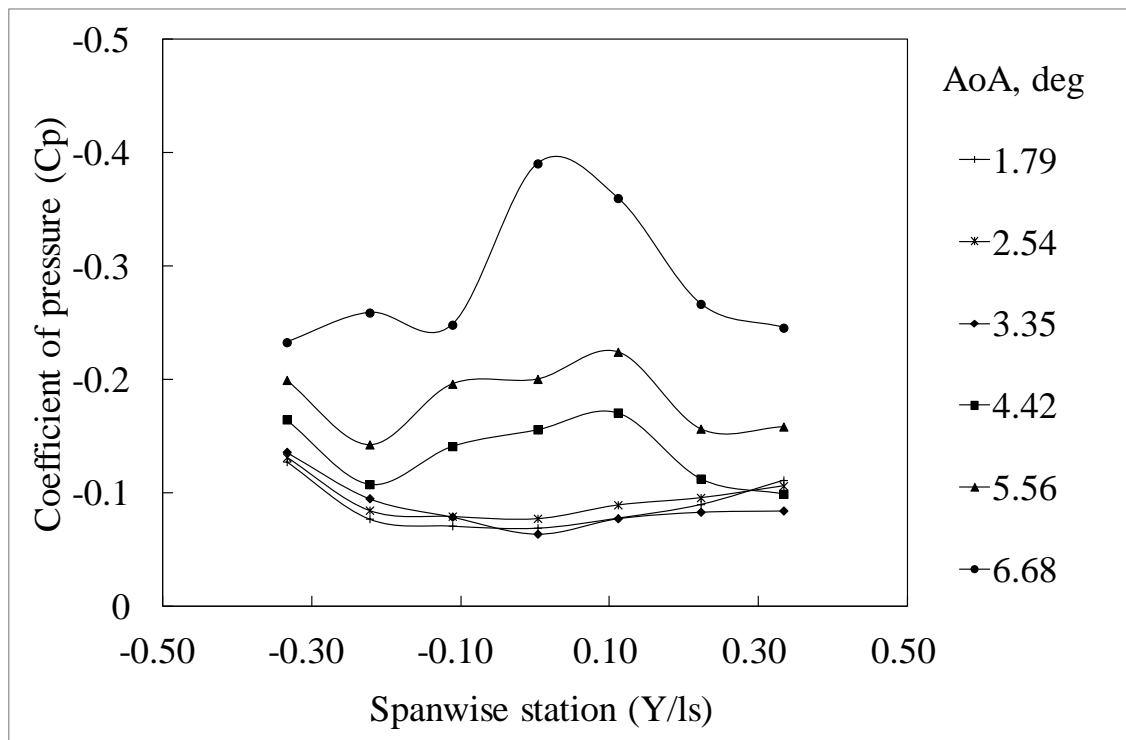
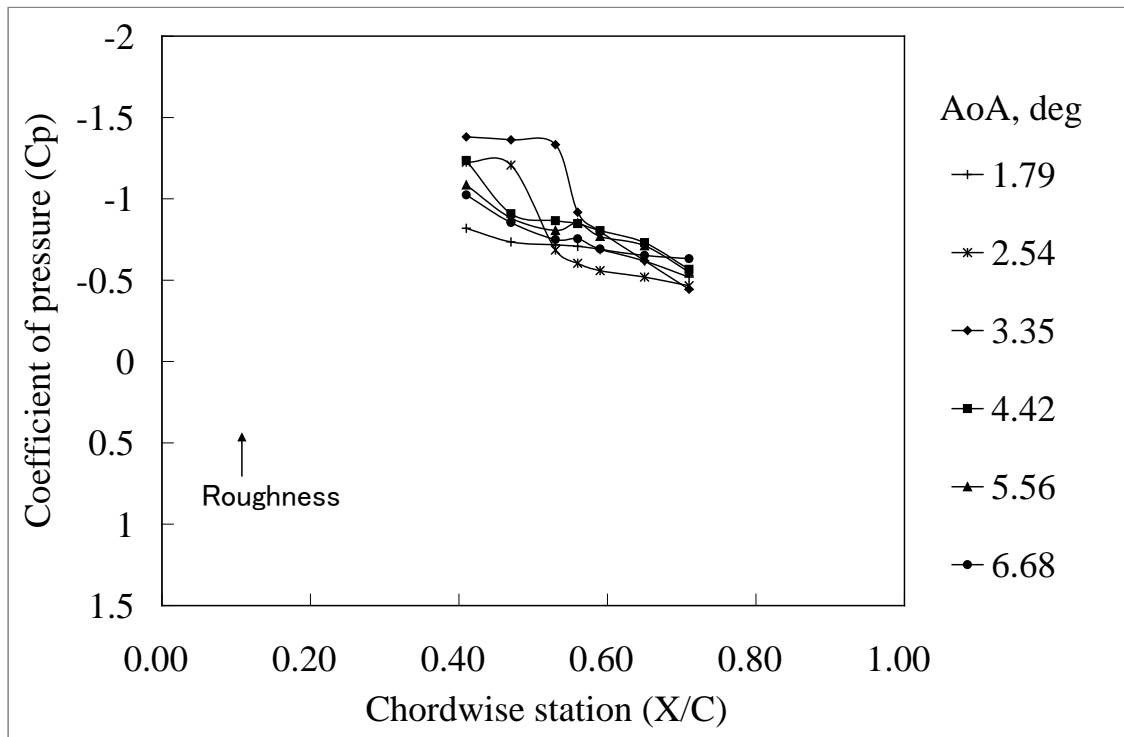


図 J-11 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=30\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=30deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

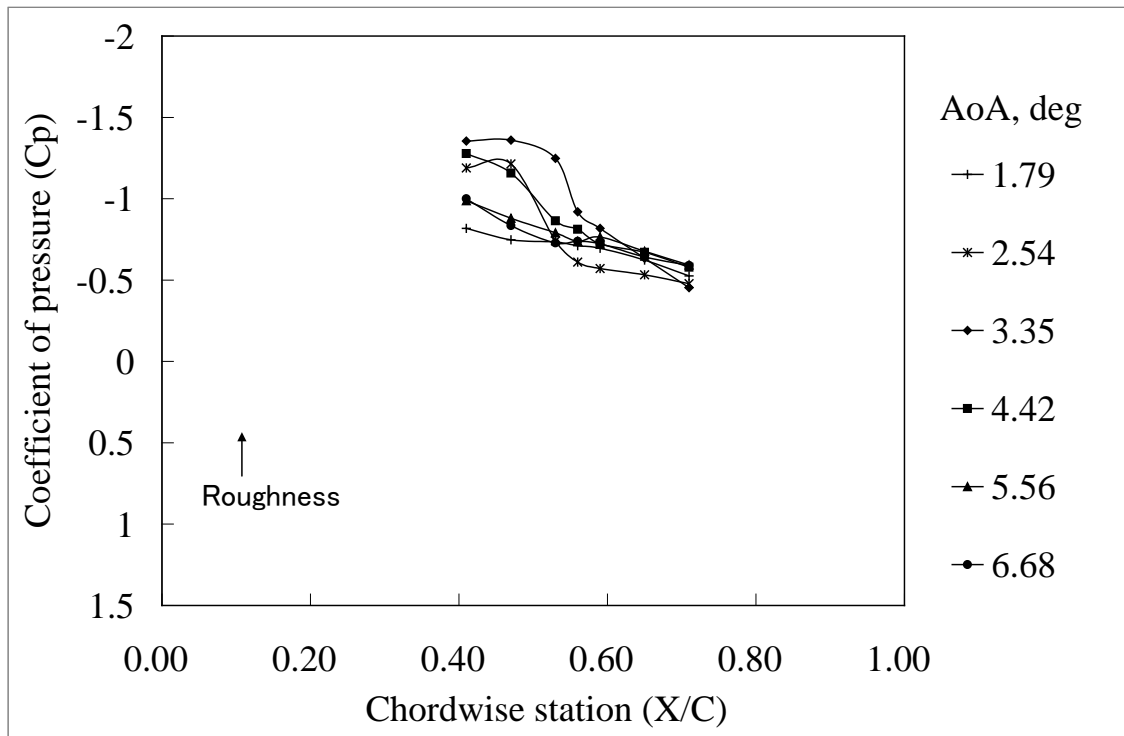
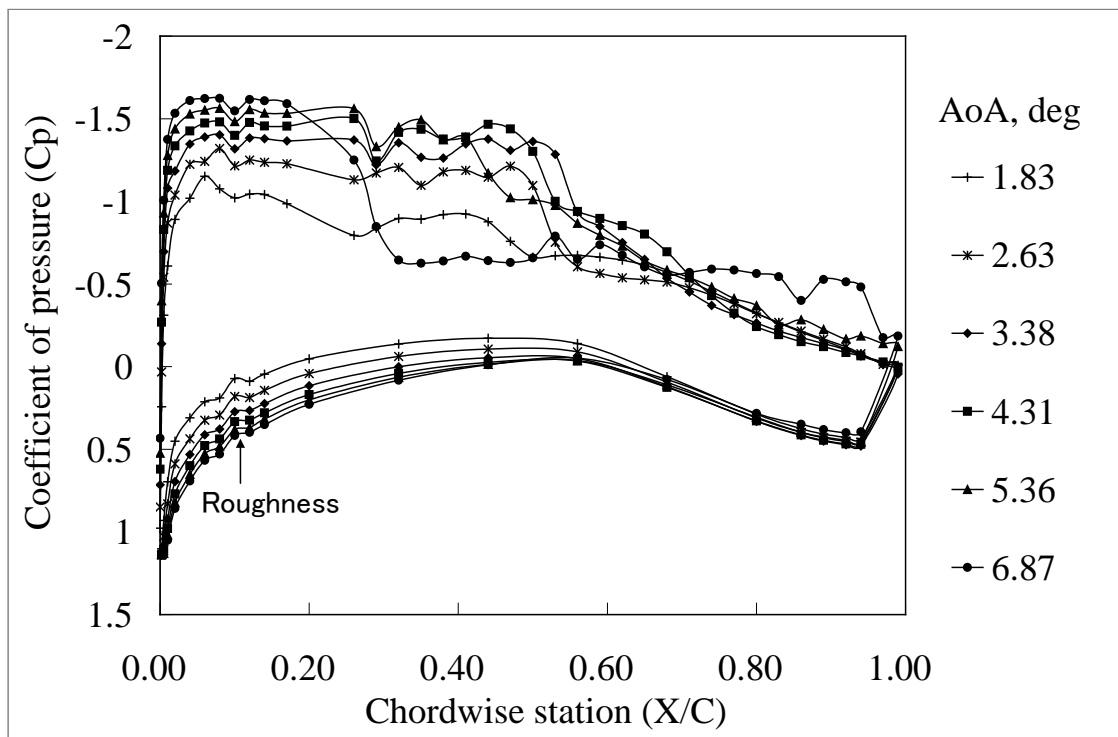


図 J-11 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=30deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.95

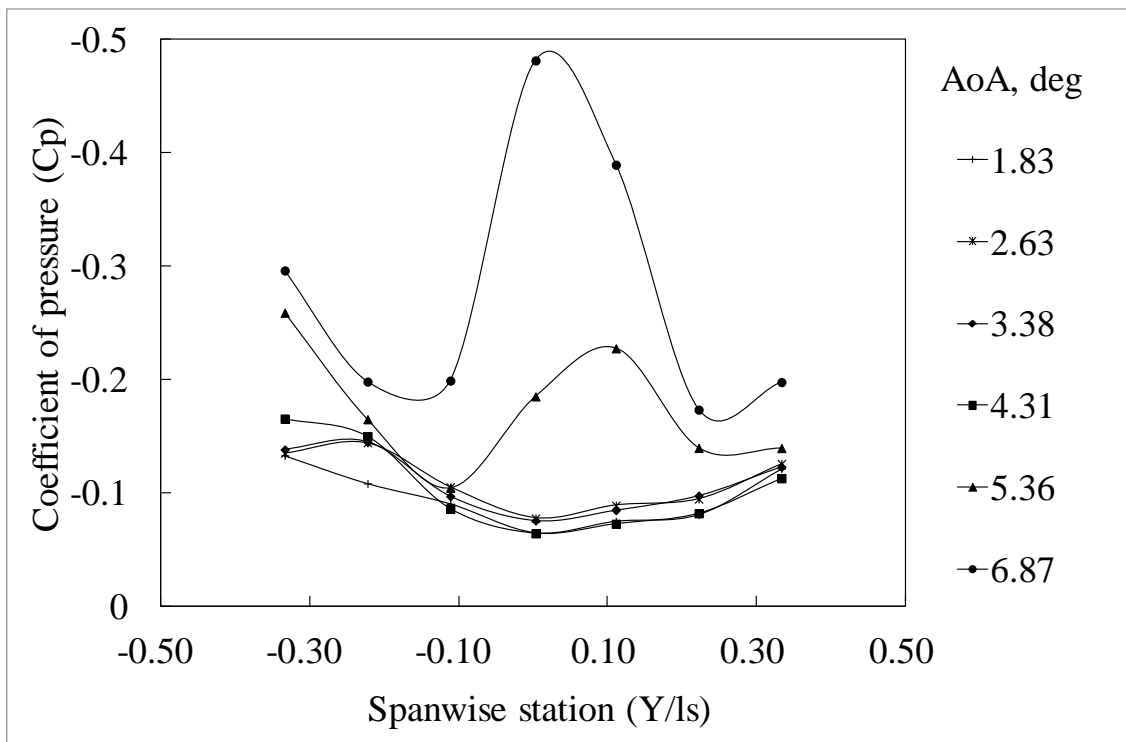
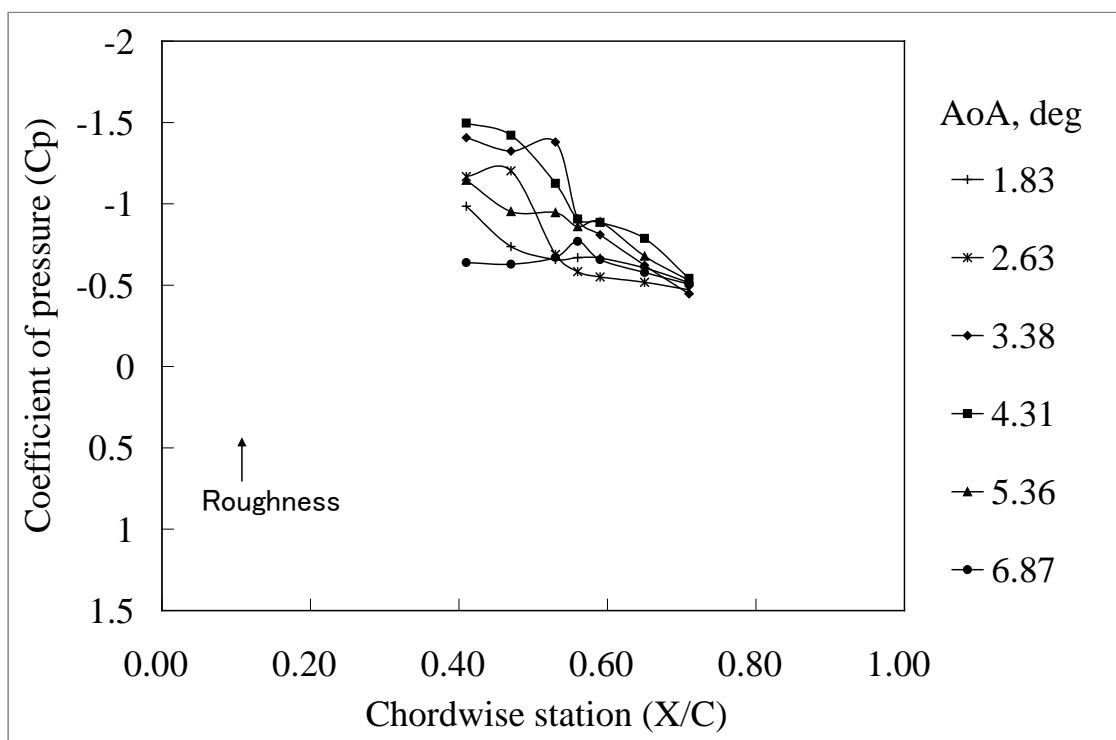


図 J-12 VG あり形態 (Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, Lv=9.6mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

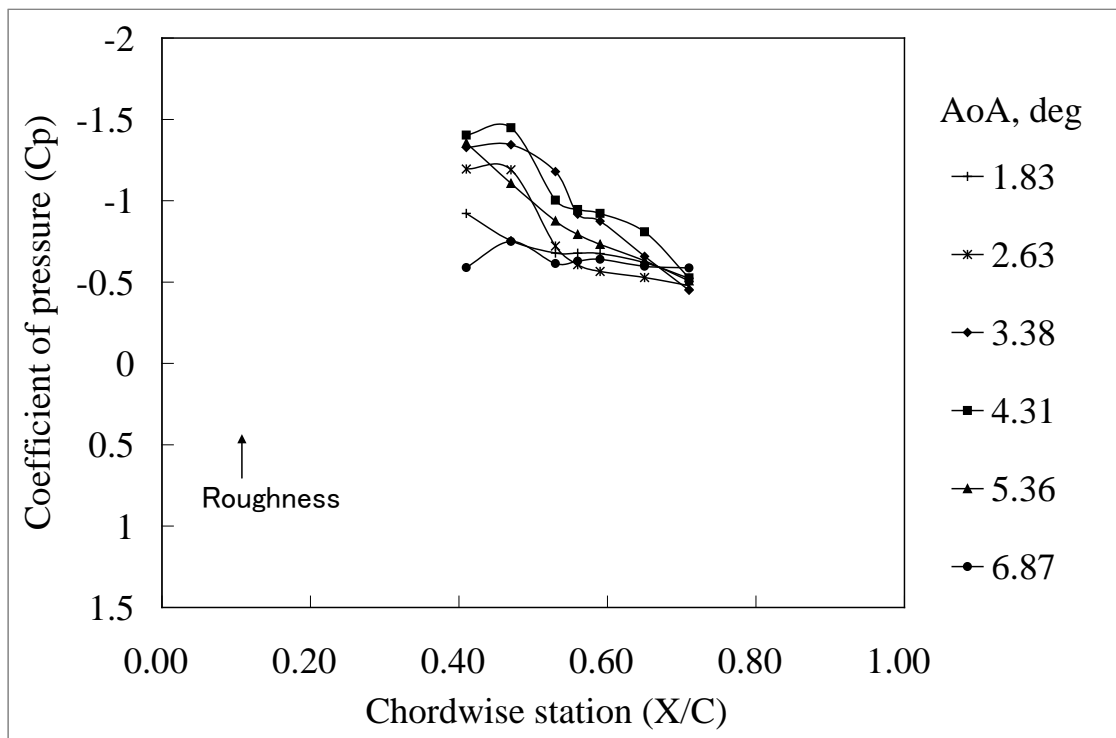
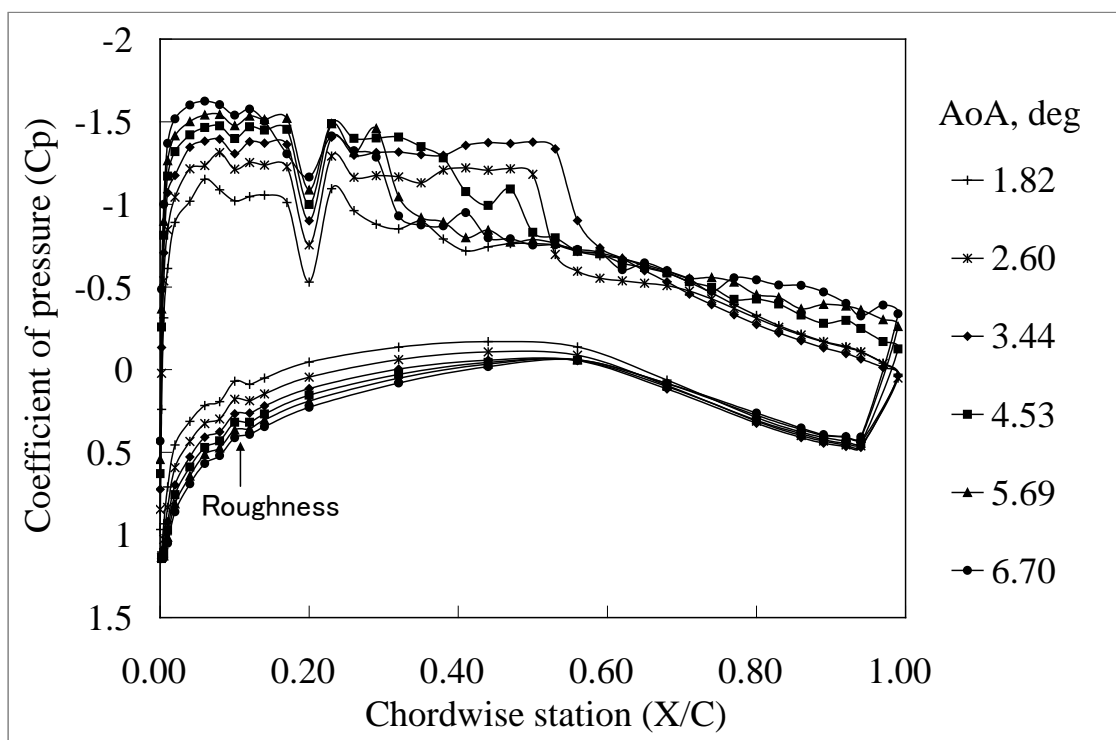


図 J-12 VG あり形態 (Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, Lv=9.6mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

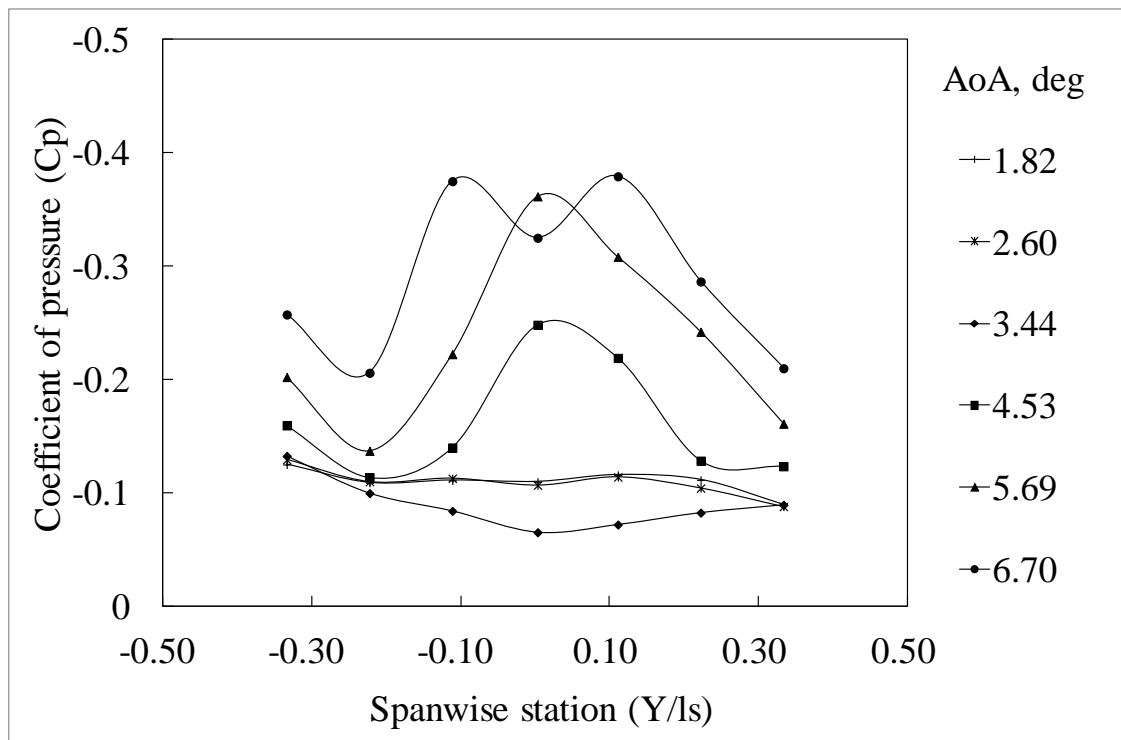
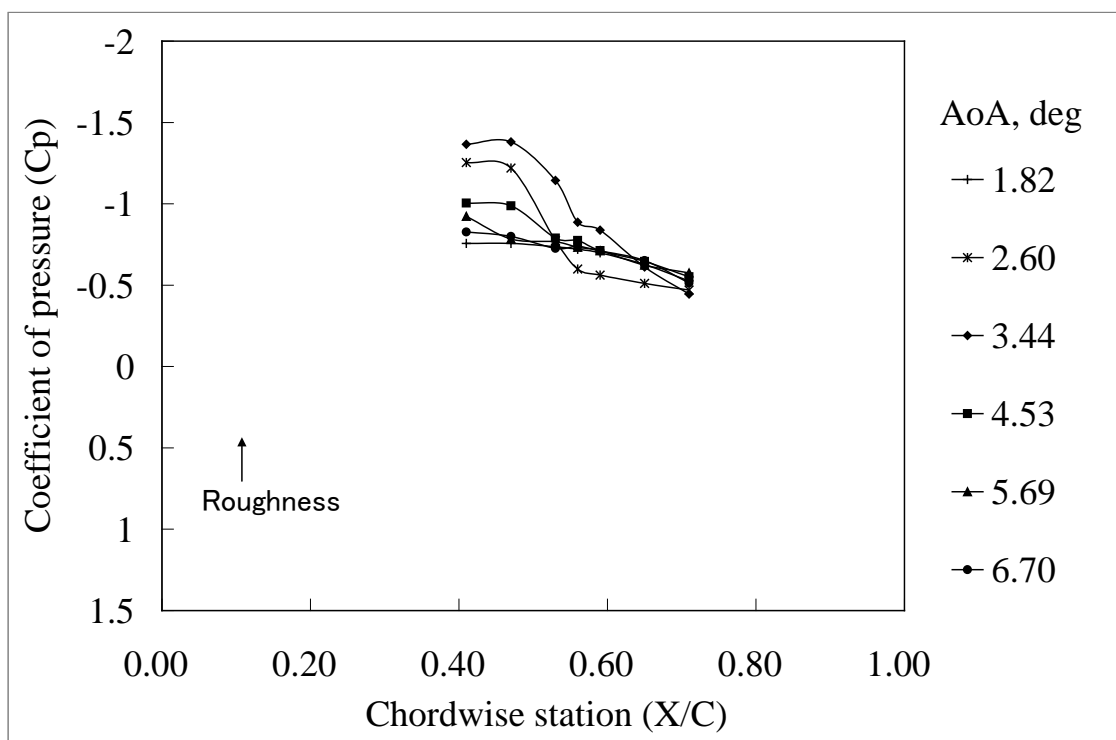


図 J-13 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

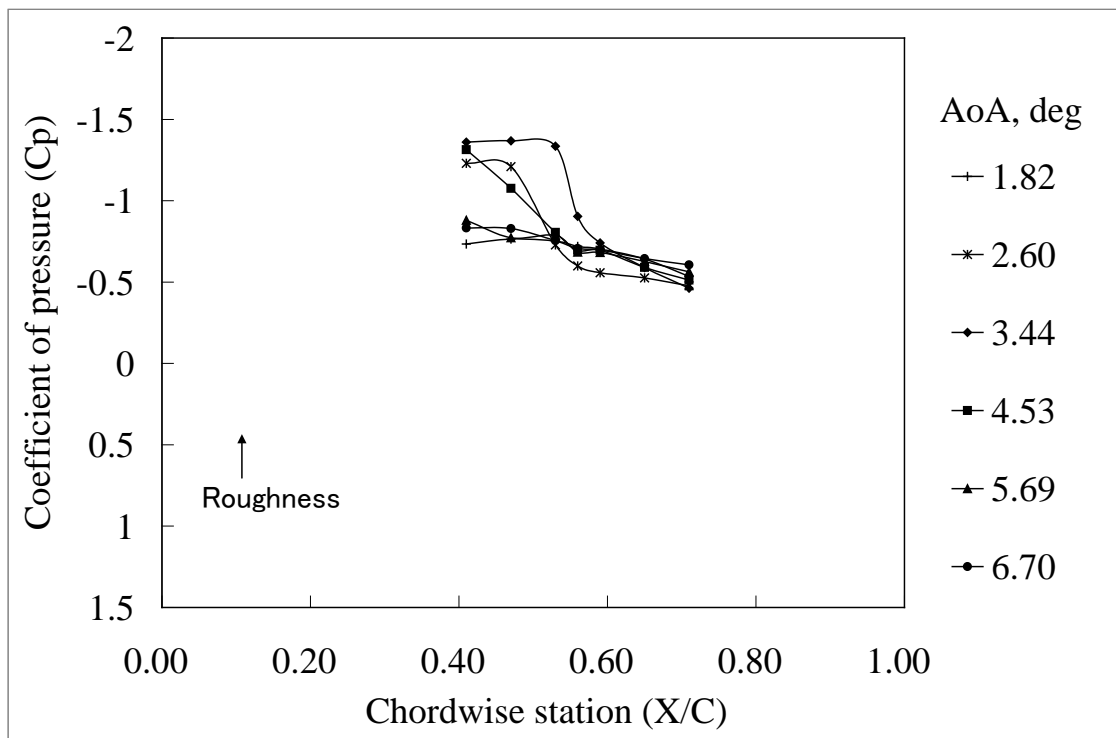
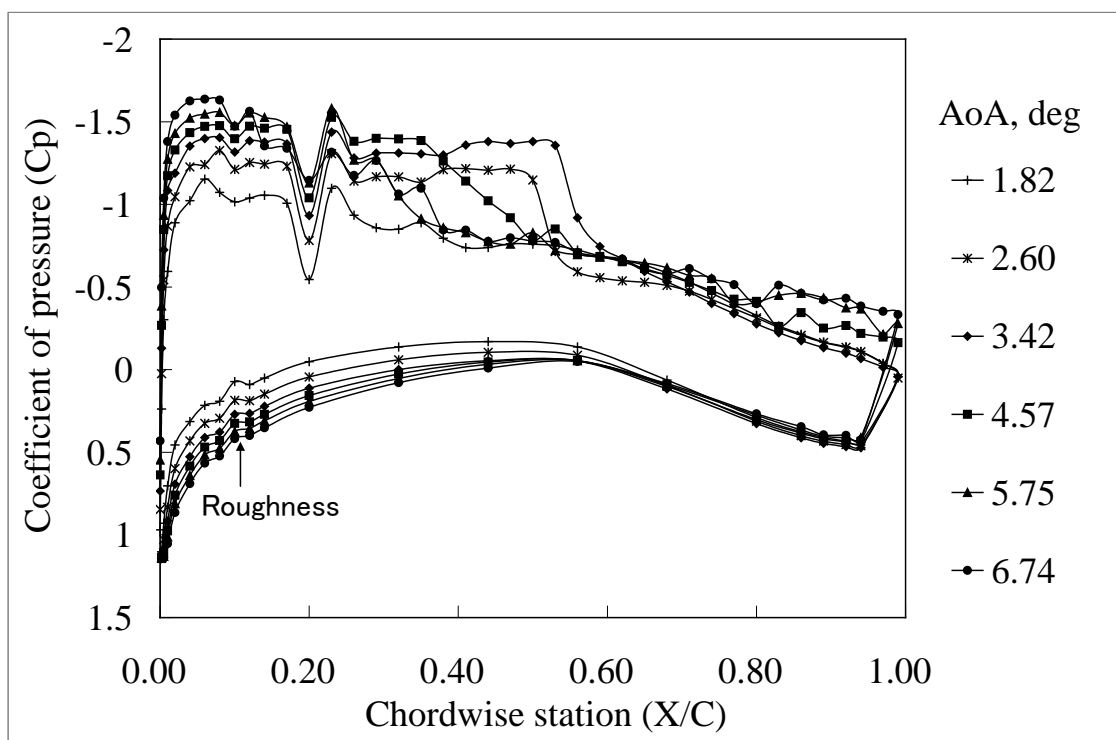


図 J-13 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=5, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

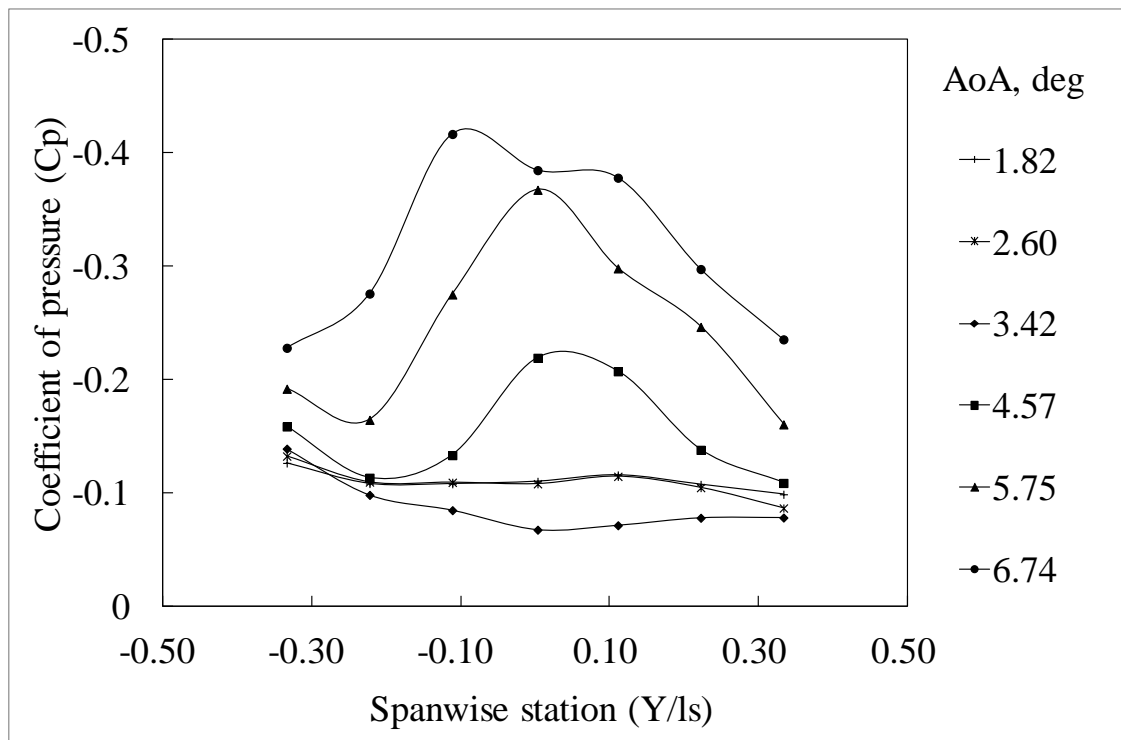
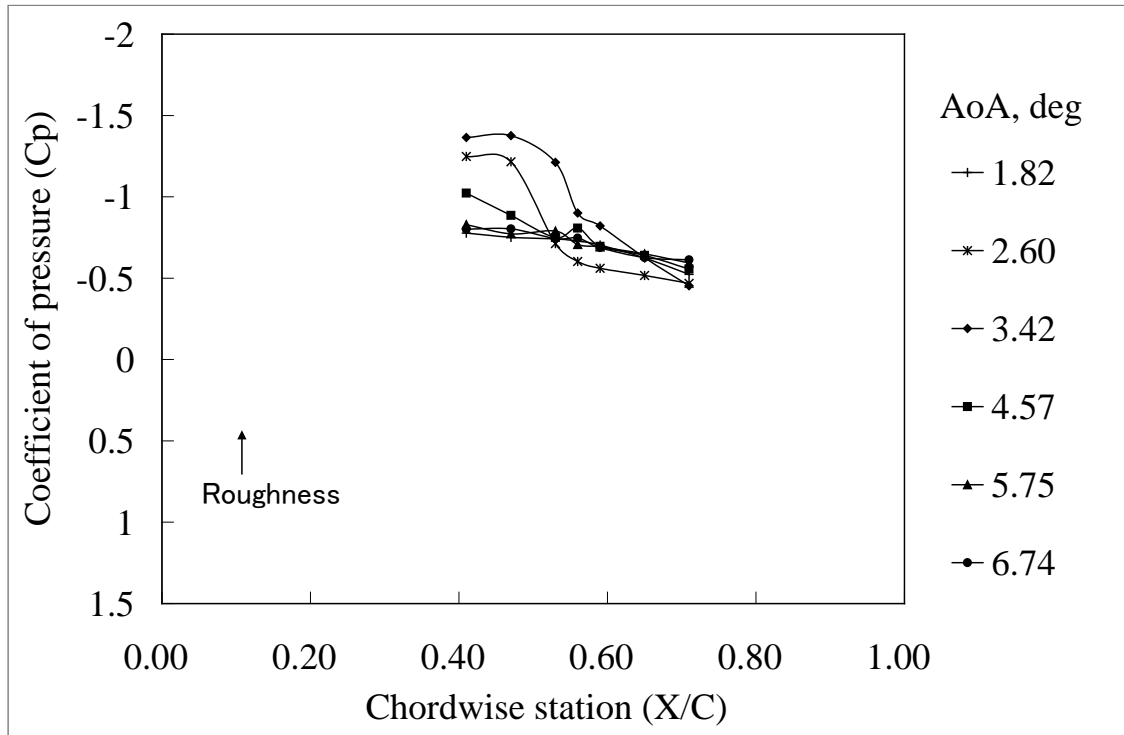


図 J-14 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=6.0mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=5, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

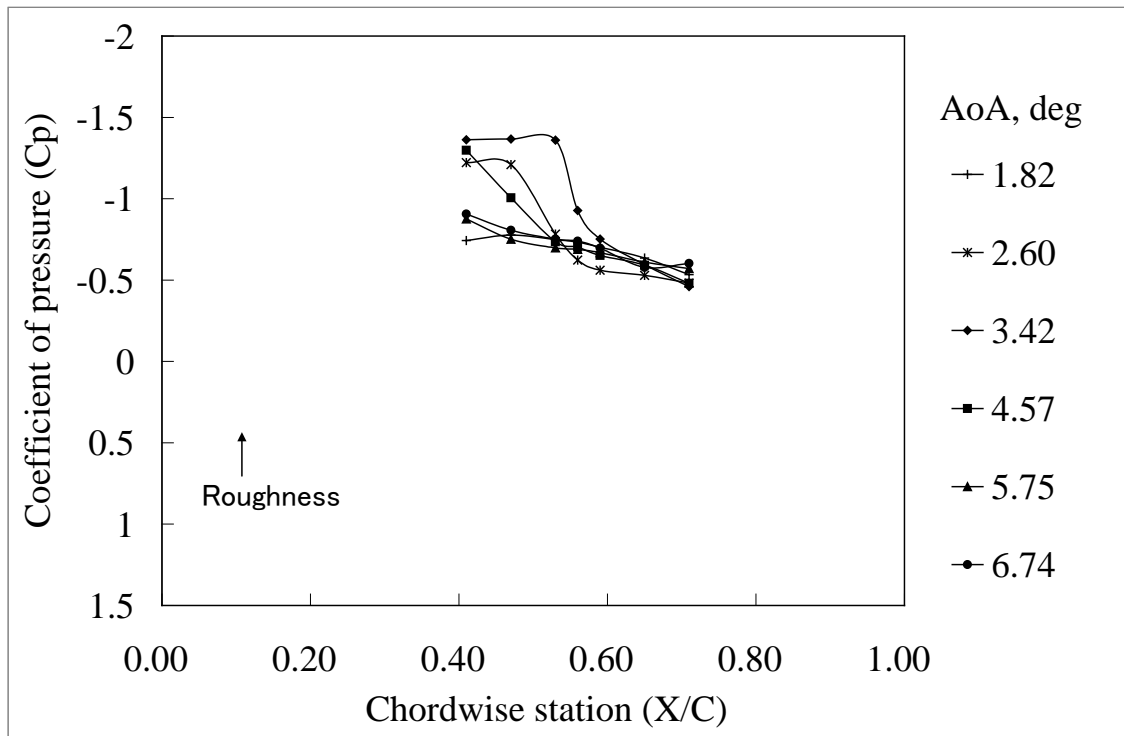
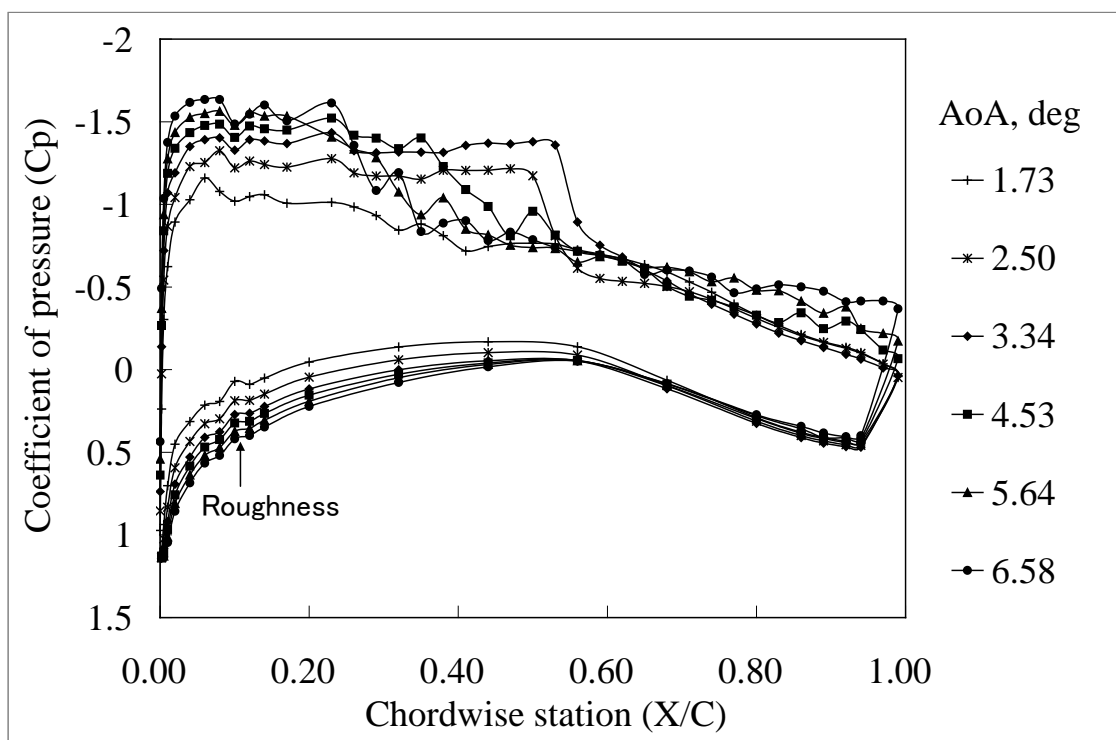


図 J-14 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=6.0mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=10deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

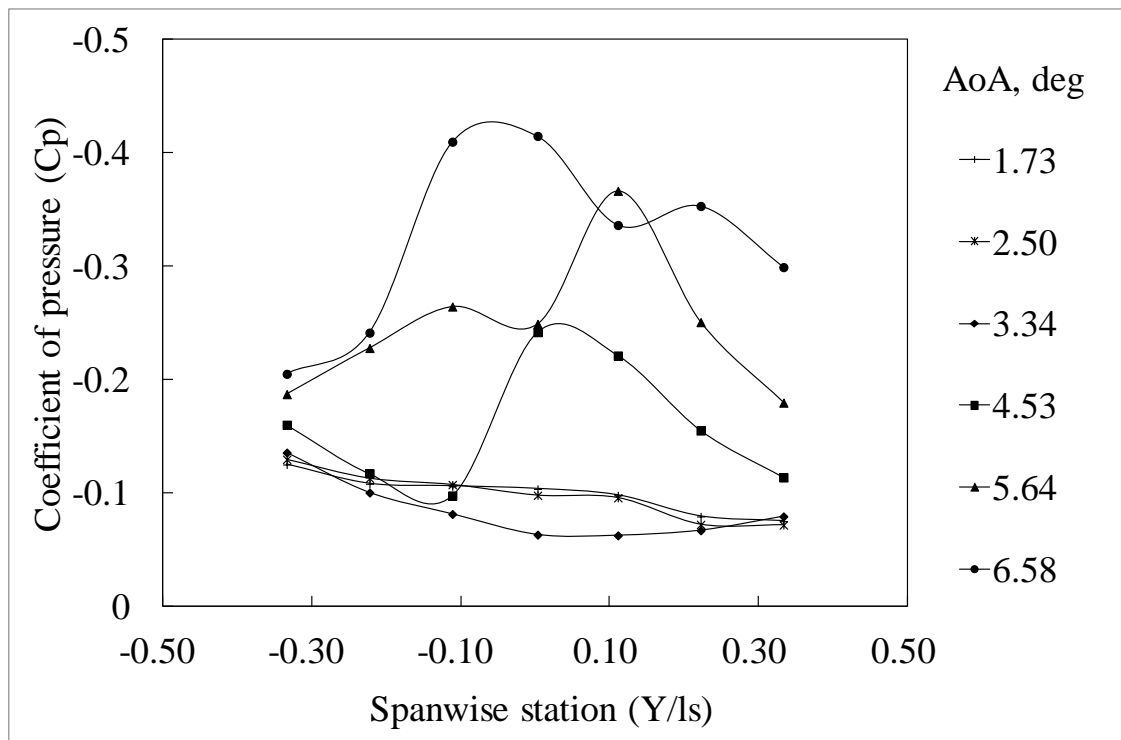
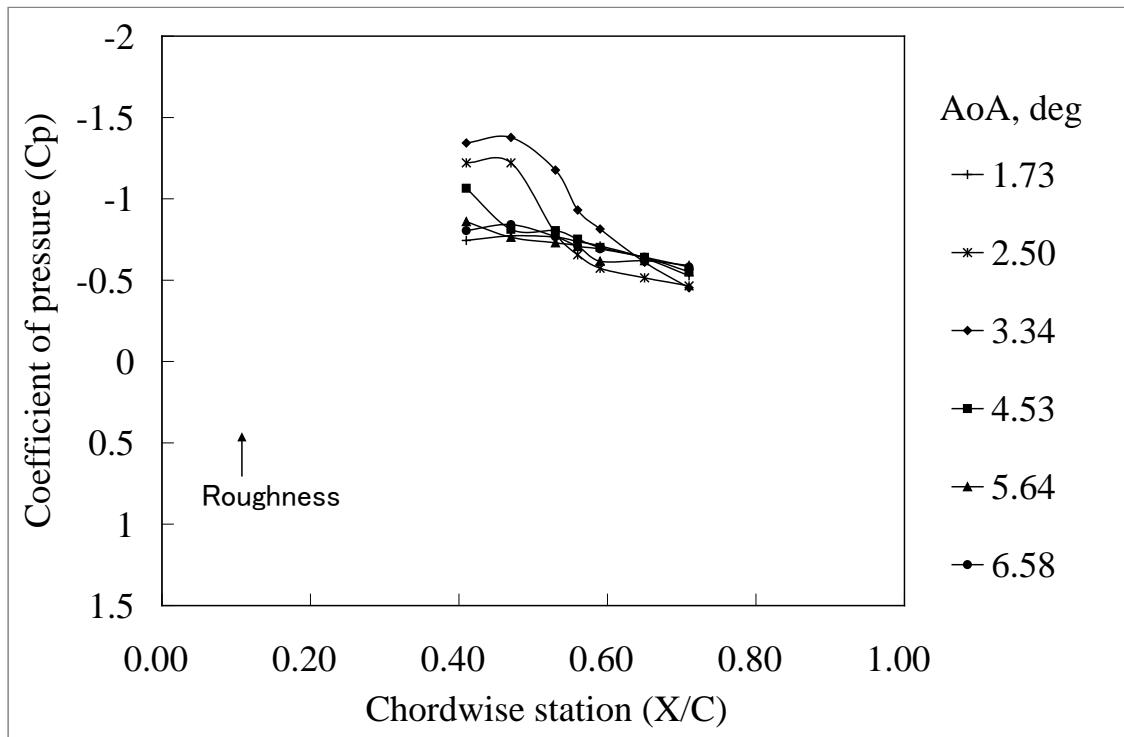


図 J-15 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=10deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=10deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

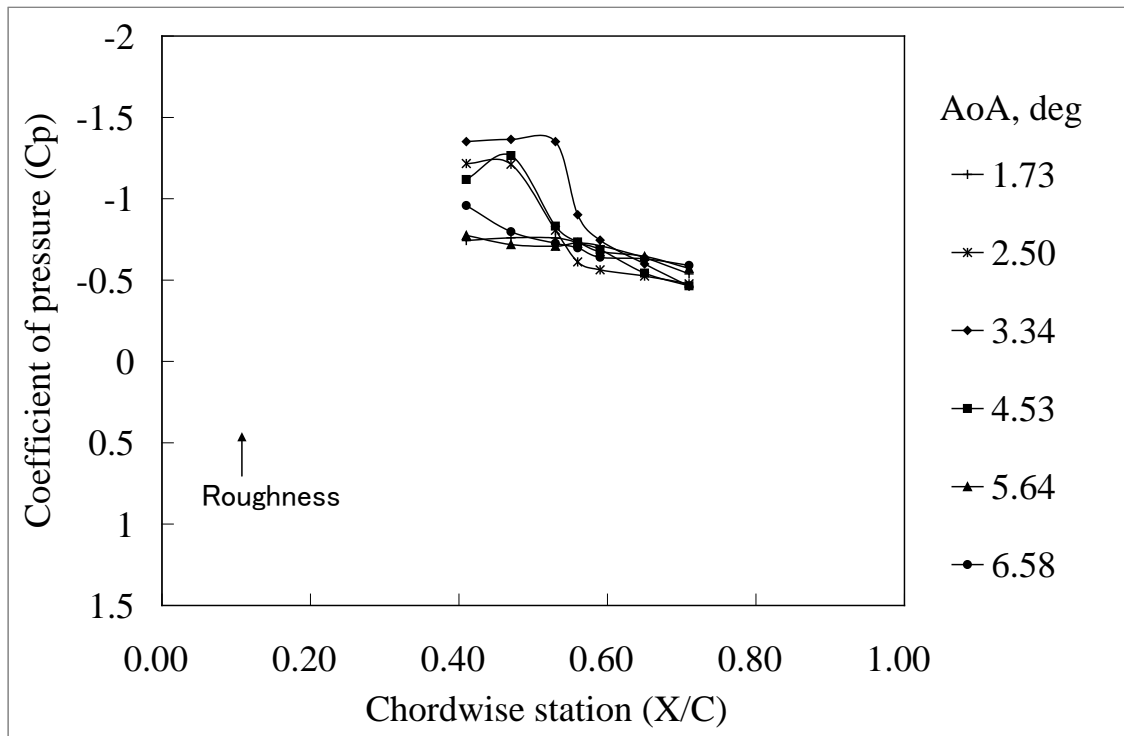
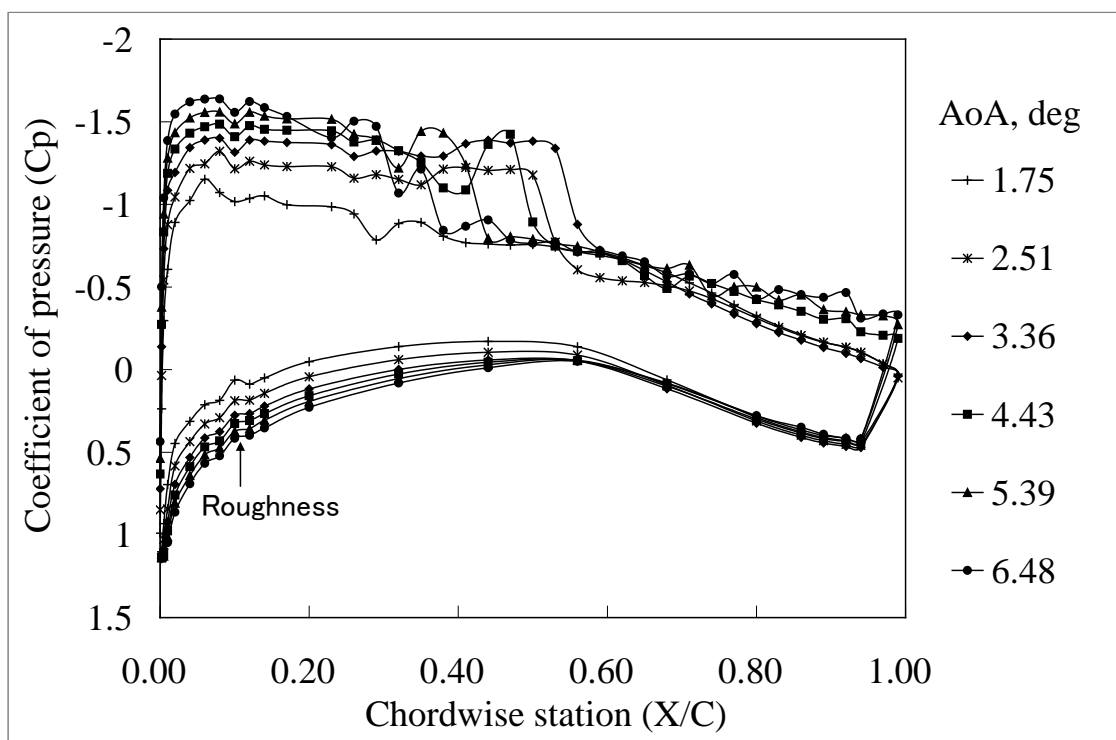


図 J-15 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=10deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=30deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

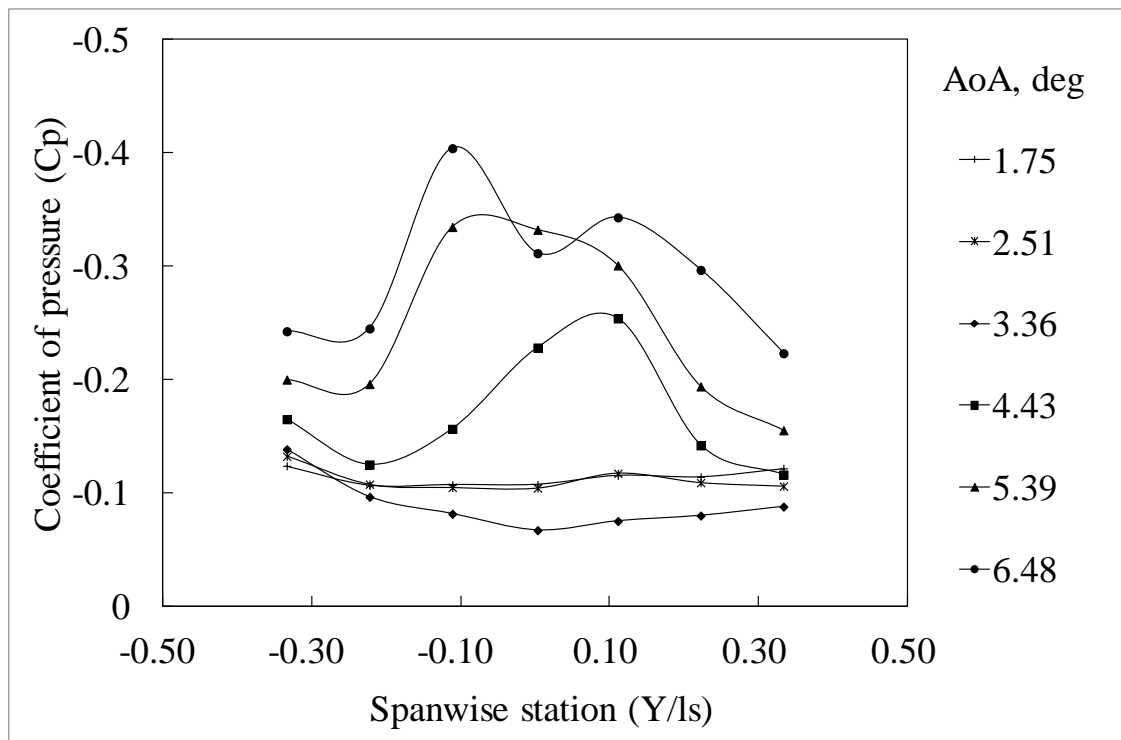
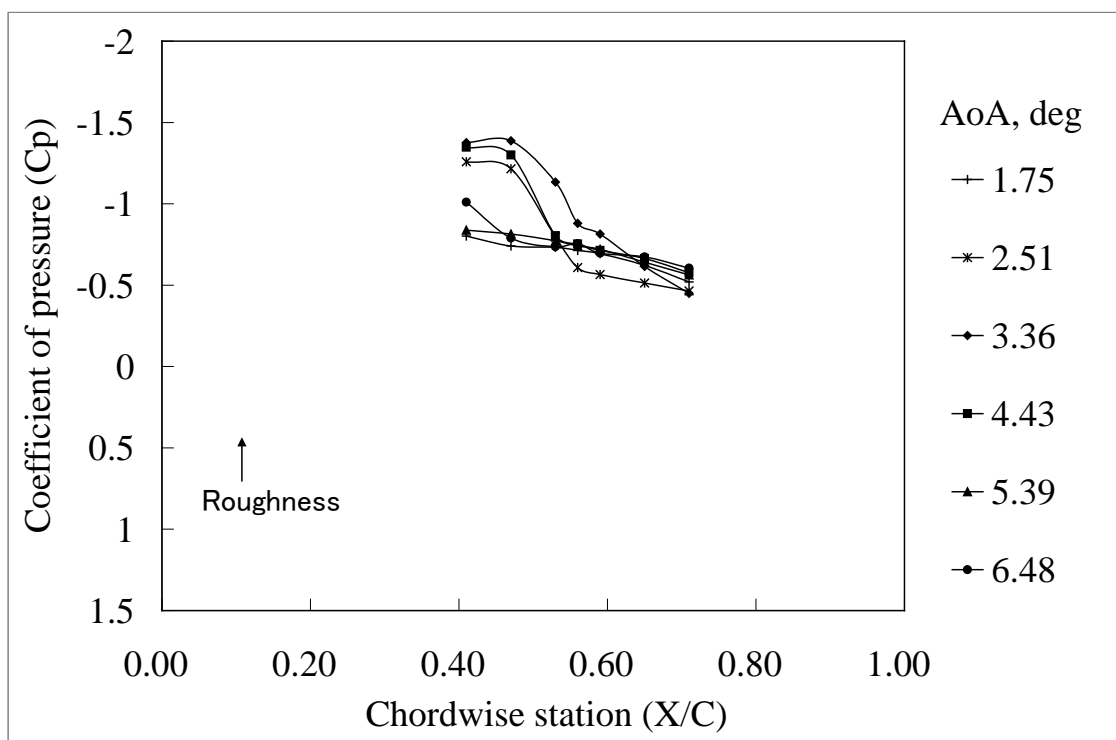


図 J-16 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=30deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=30deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

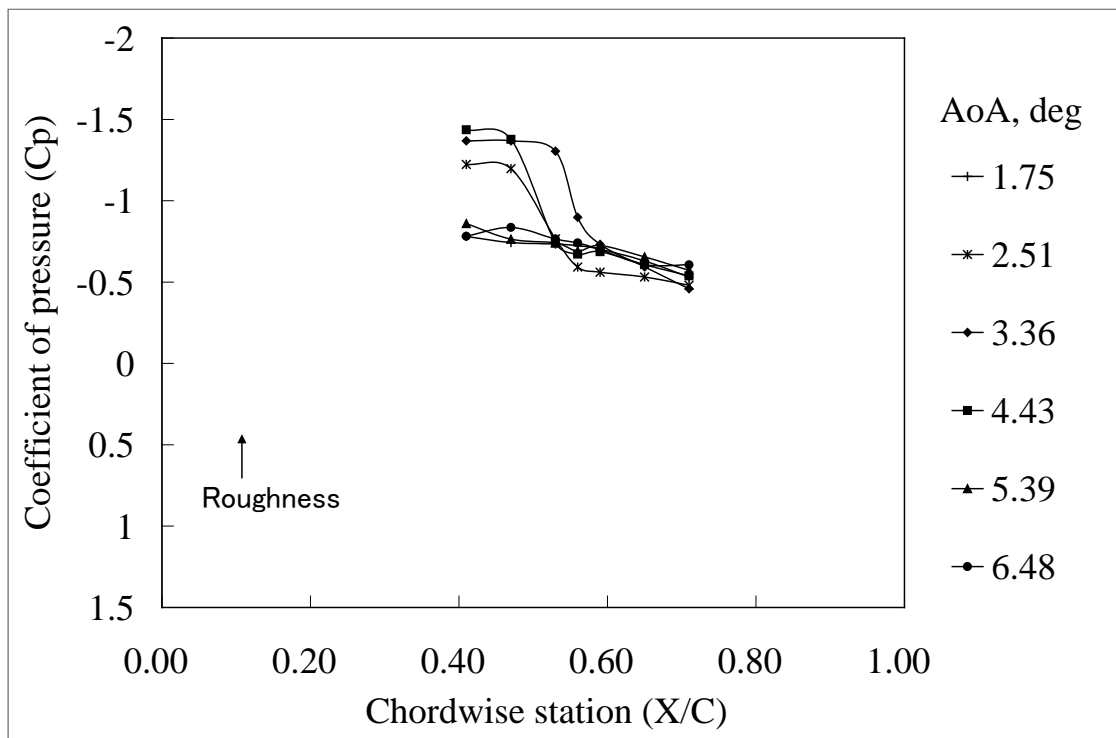
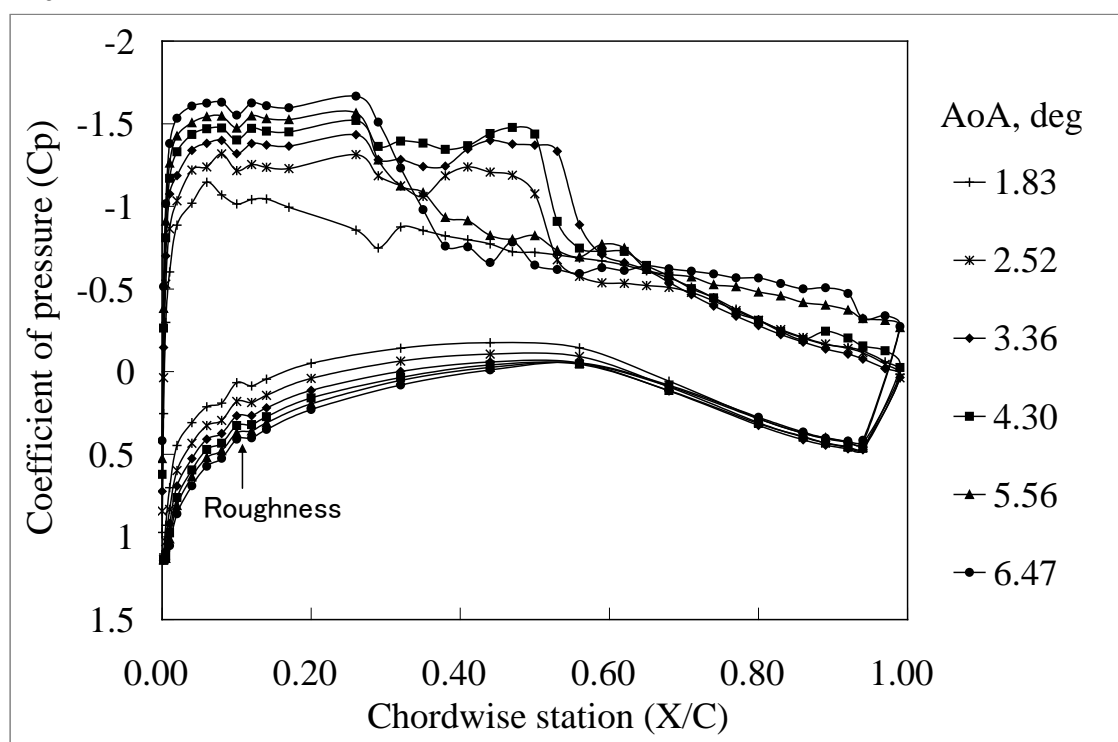


図 J-16 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=30deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=2.4mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

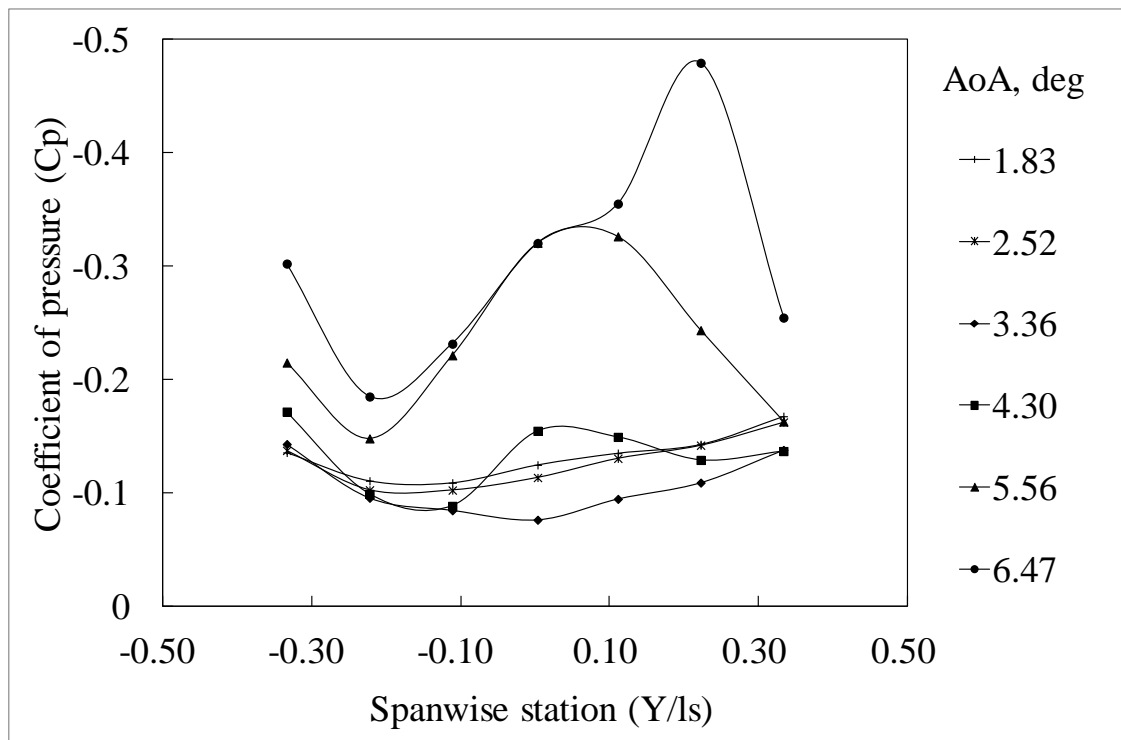
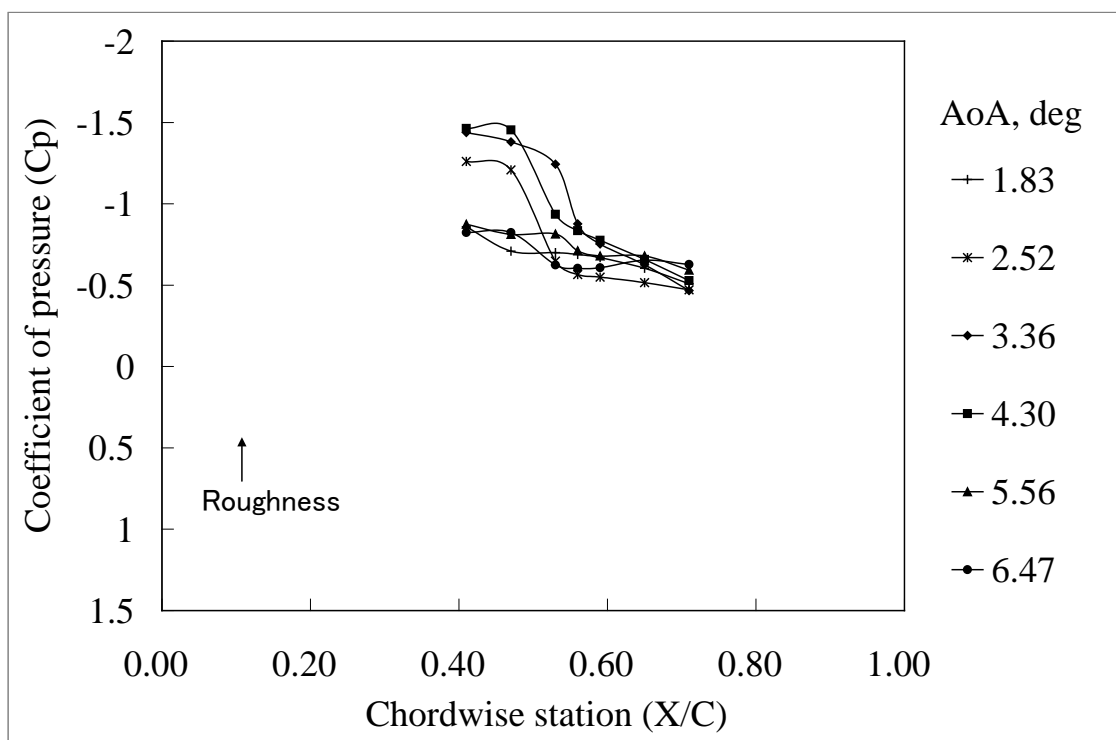


図 J-17 VG あり形態 (Hv=2.4mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=9.6mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=2.4mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

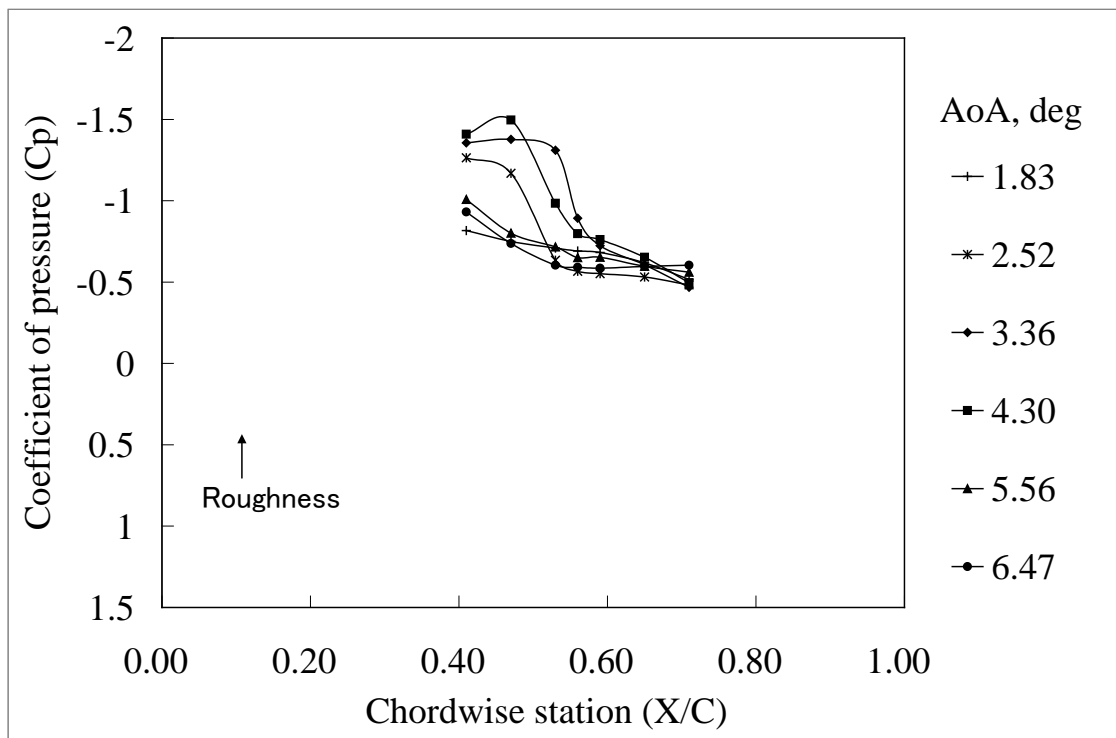
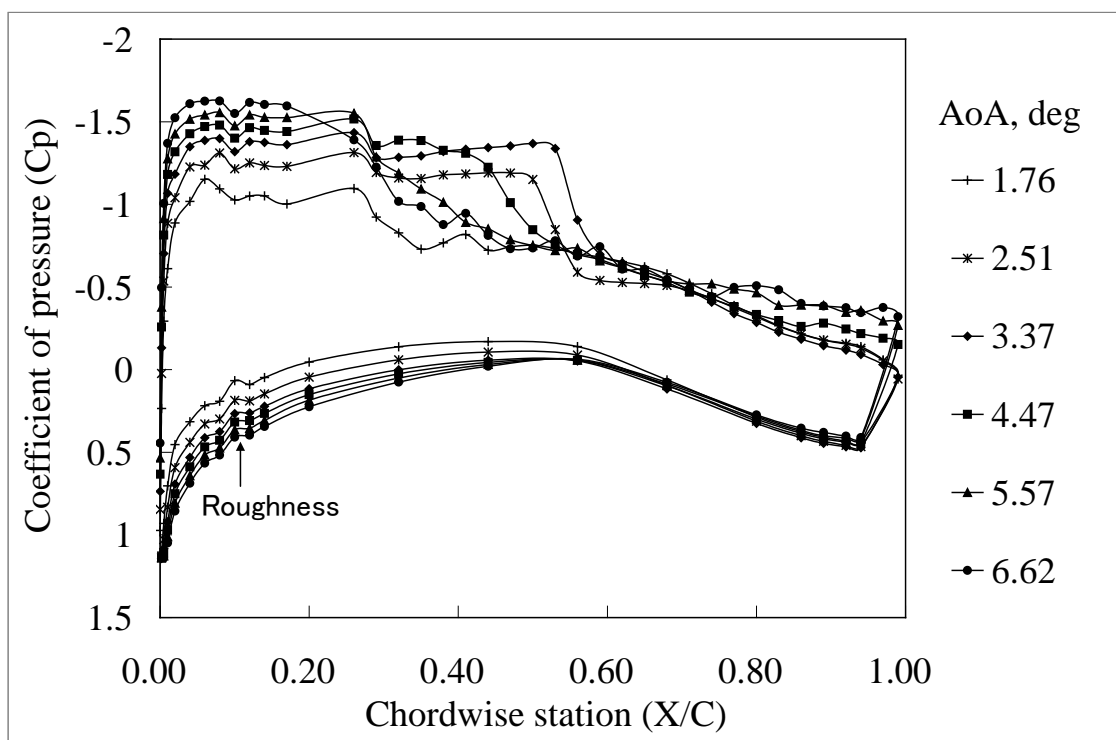


図 J-17 VG あり形態 (Hv=2.4mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=9.6mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Hv=2.4mm, Dv=96mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=0mm



X/C=0.94

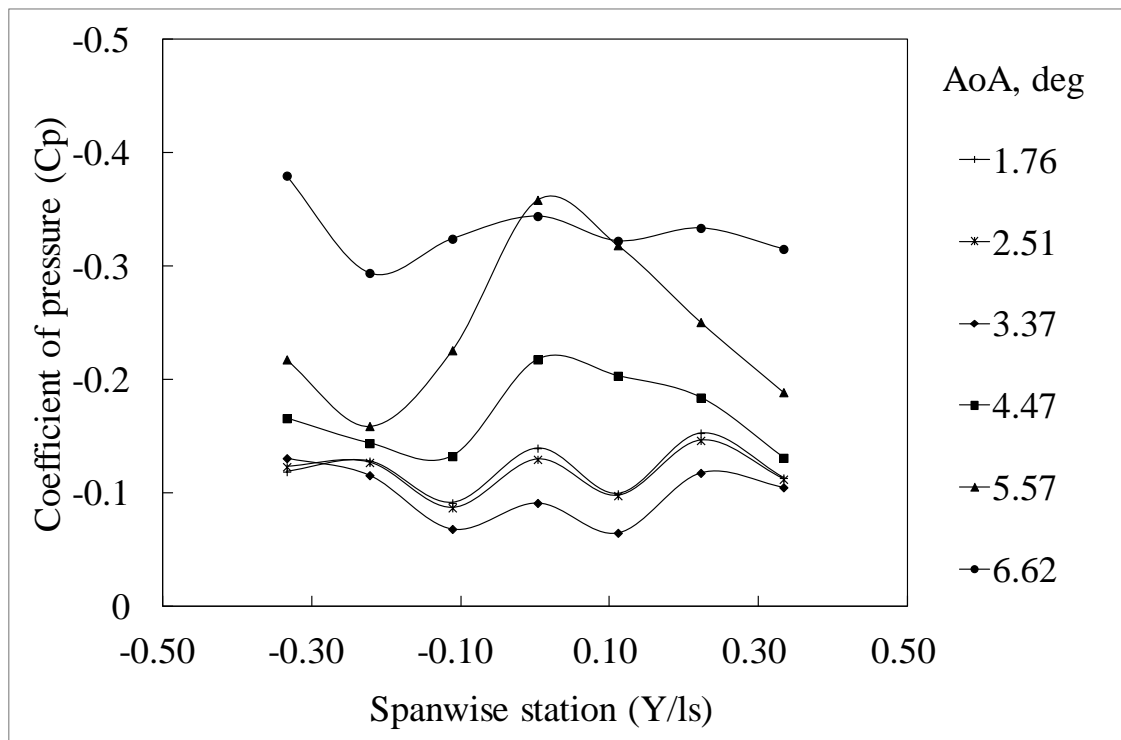
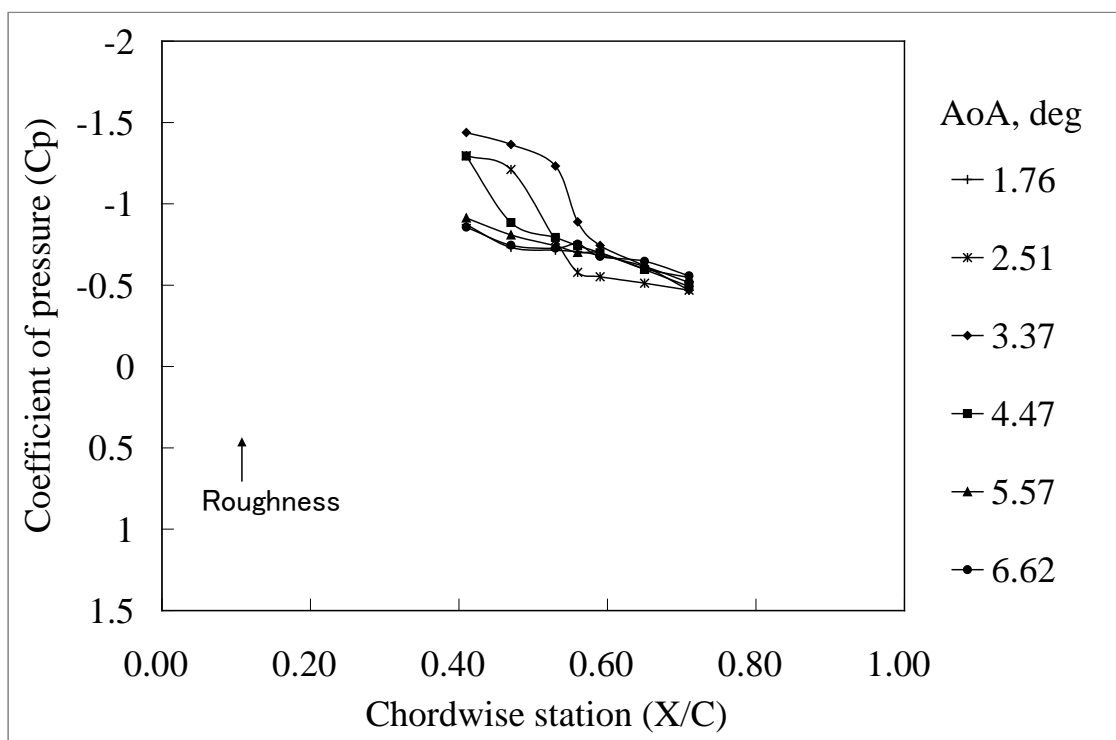


図 J-18 VG あり形態 (Hv=2.4mm, Dv=96mm, Av=20deg, Lv=9.6mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=2.4mm, Dv=96mm, Av=20deg, AR=4, AoA=3-8deg
Y=-5mm



Y=+5mm

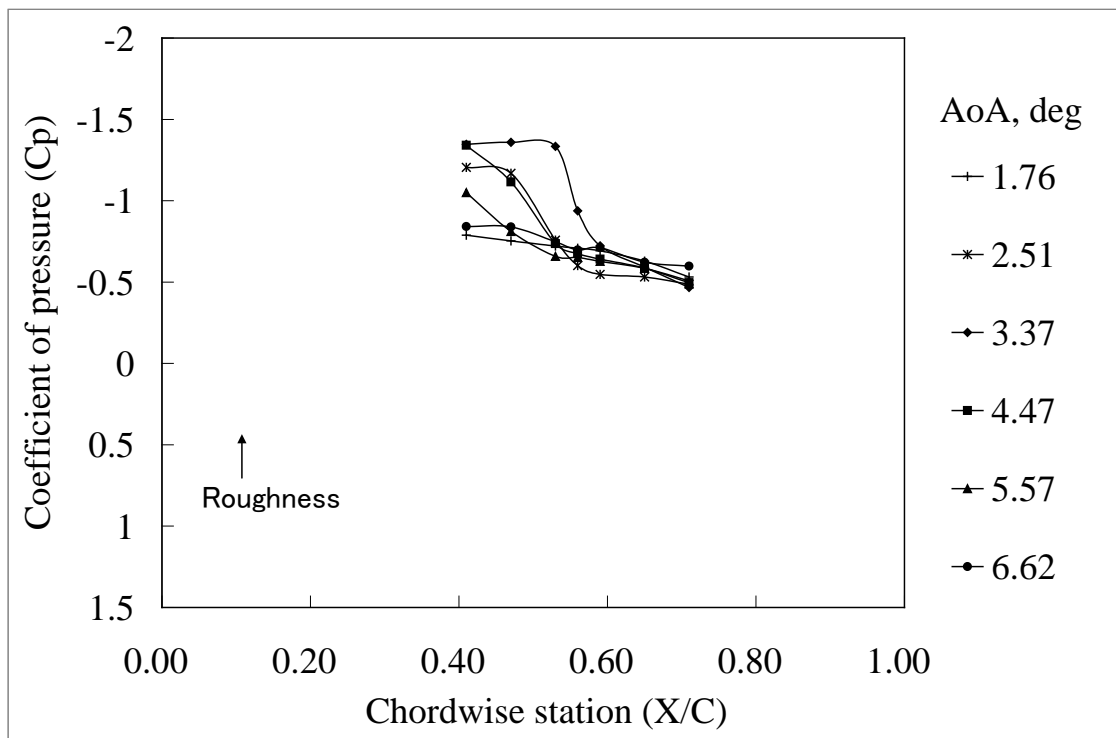
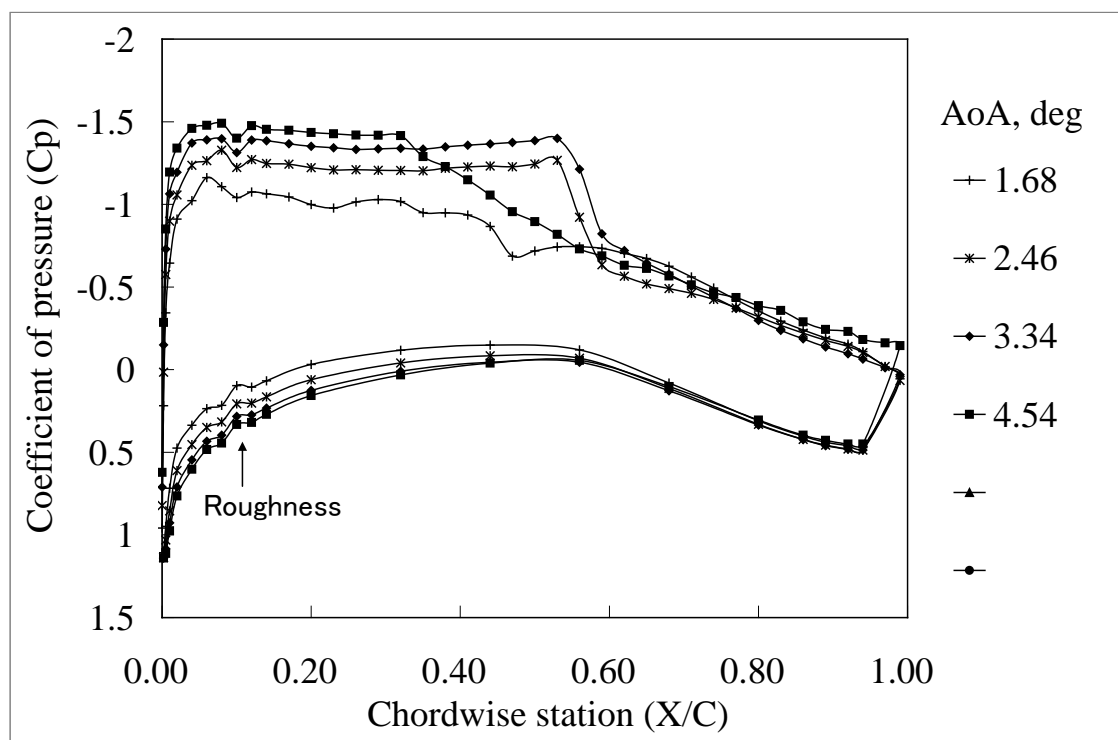


図 J-18 VG あり形態 (Hv=2.4mm, Dv=96mm, Av=20deg, Lv=9.6mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Clean 10M
Y=0mm



X/C=0.94

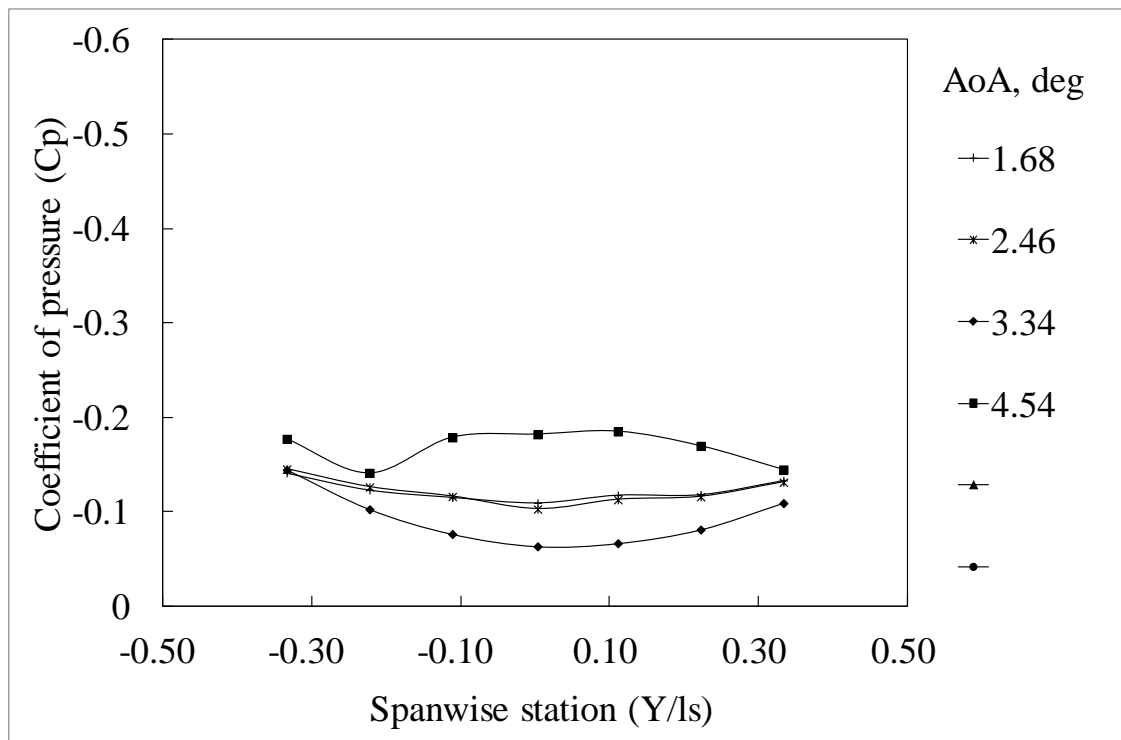
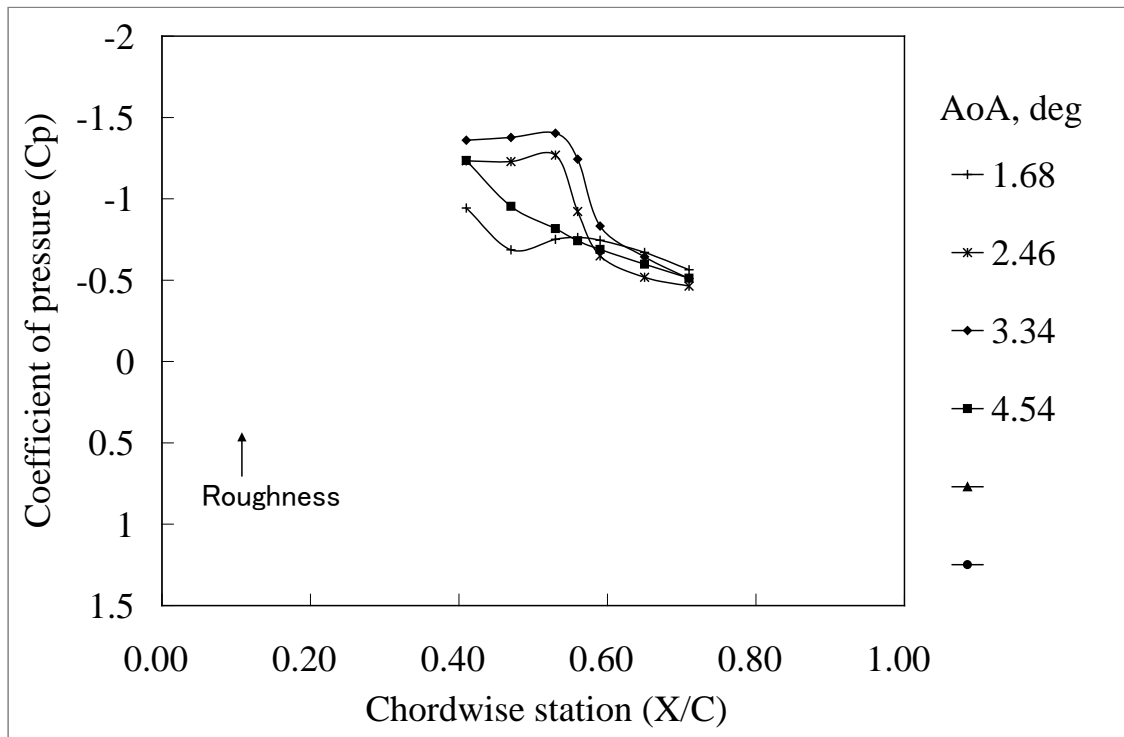


図 J-19 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 3deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Clean 10M
Y=-5mm



Y=+5mm

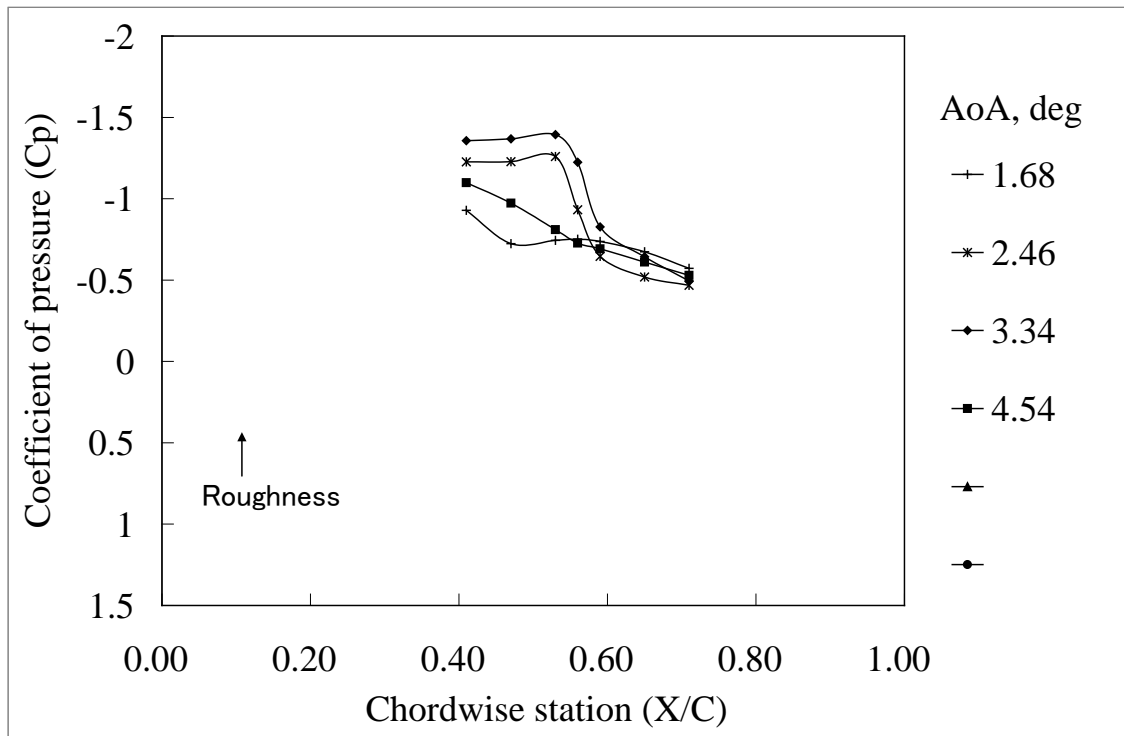
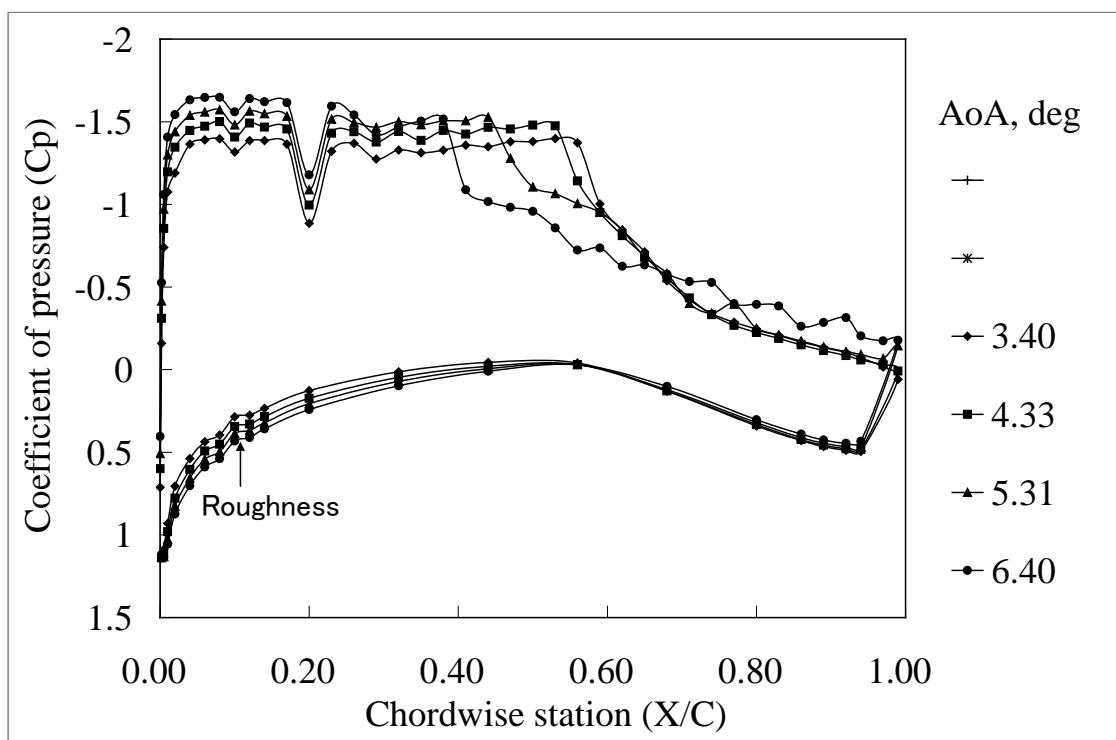


図 J-19 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=4, AoA=5-8deg, 10M
Y=0mm



X/C=0.94

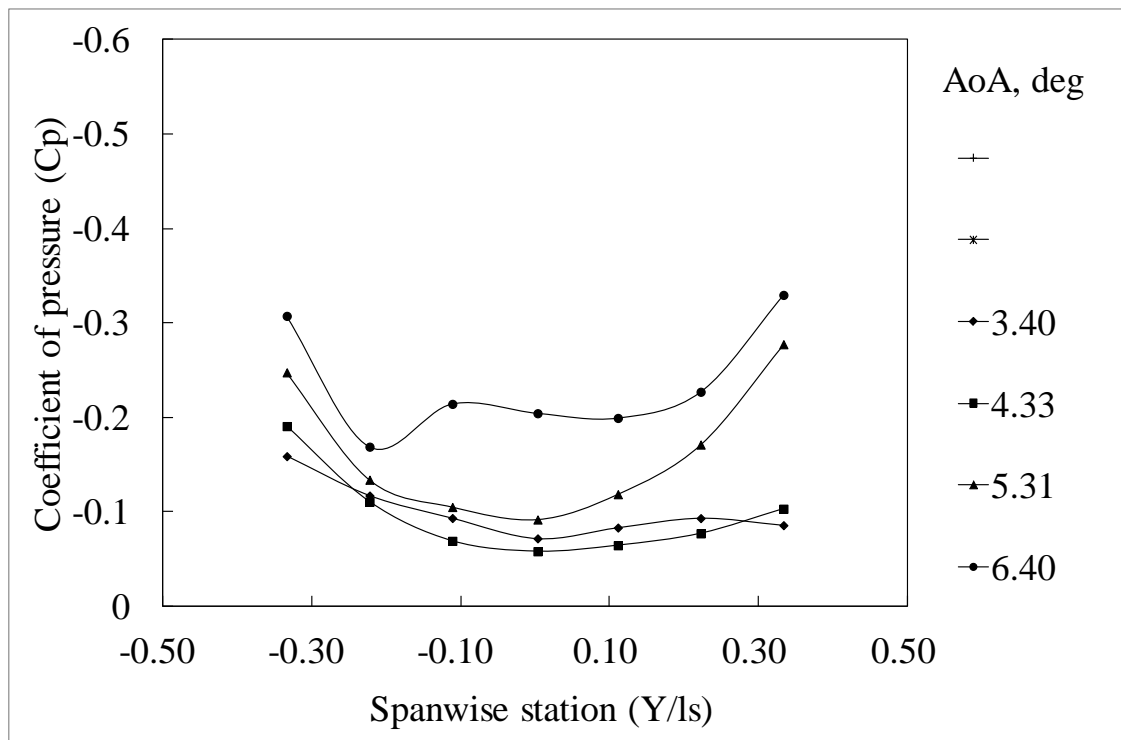
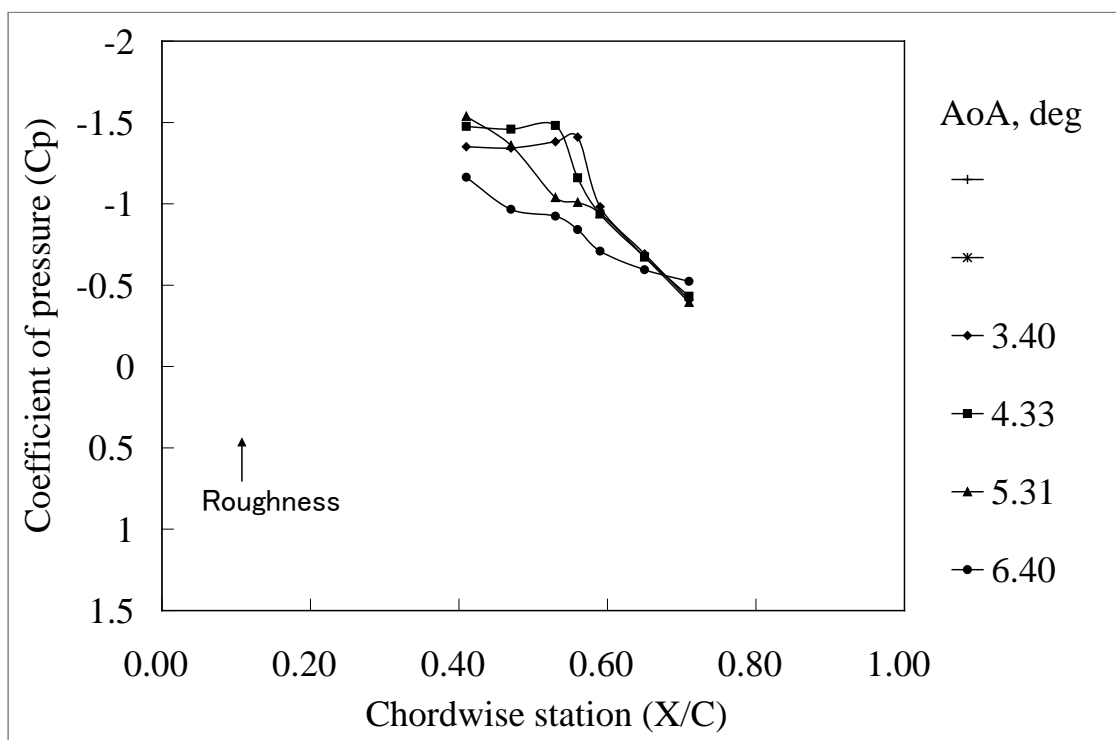


図 J-20 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 5deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=10M.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=4, AoA=5-8deg, 10M
Y=-5mm



Y=+5mm

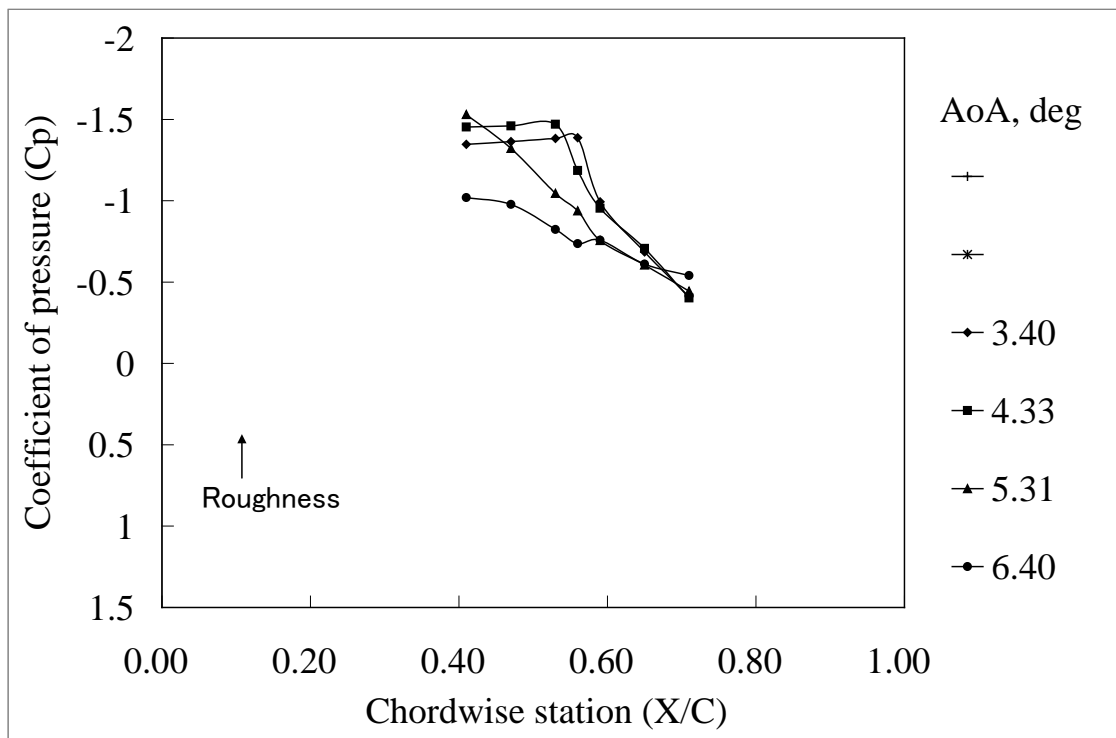
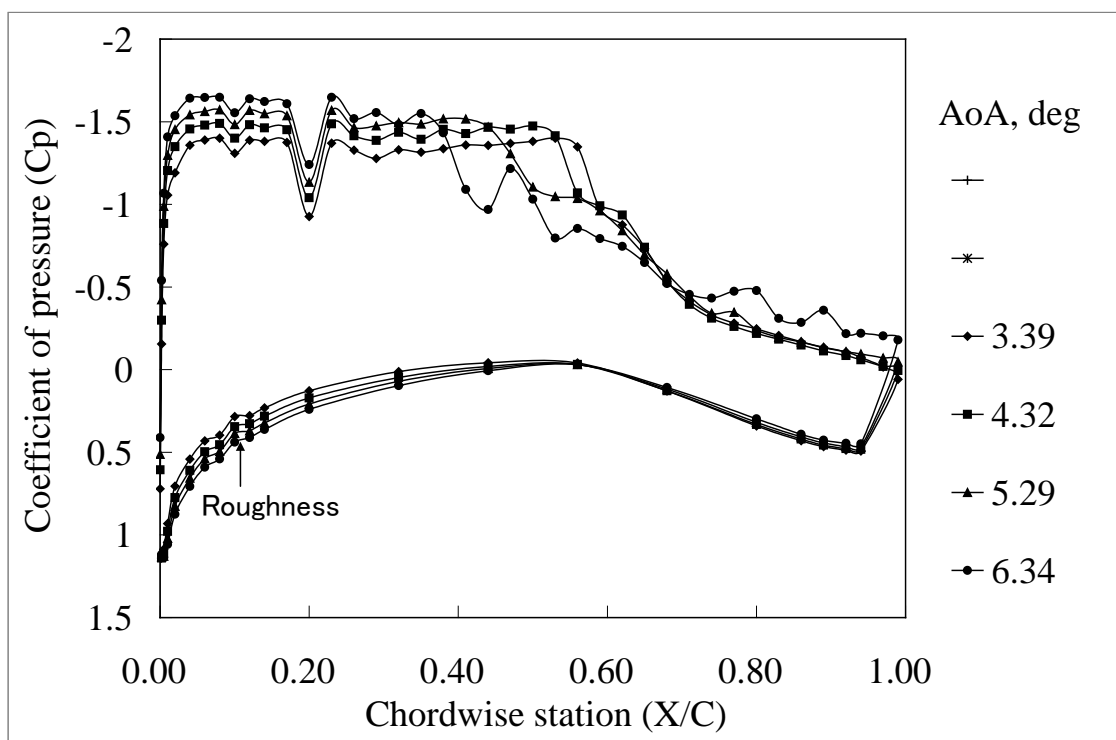


図 J-20 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=10M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $AR=5$, $AoA=5\text{-}8\text{deg}$, $10M$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

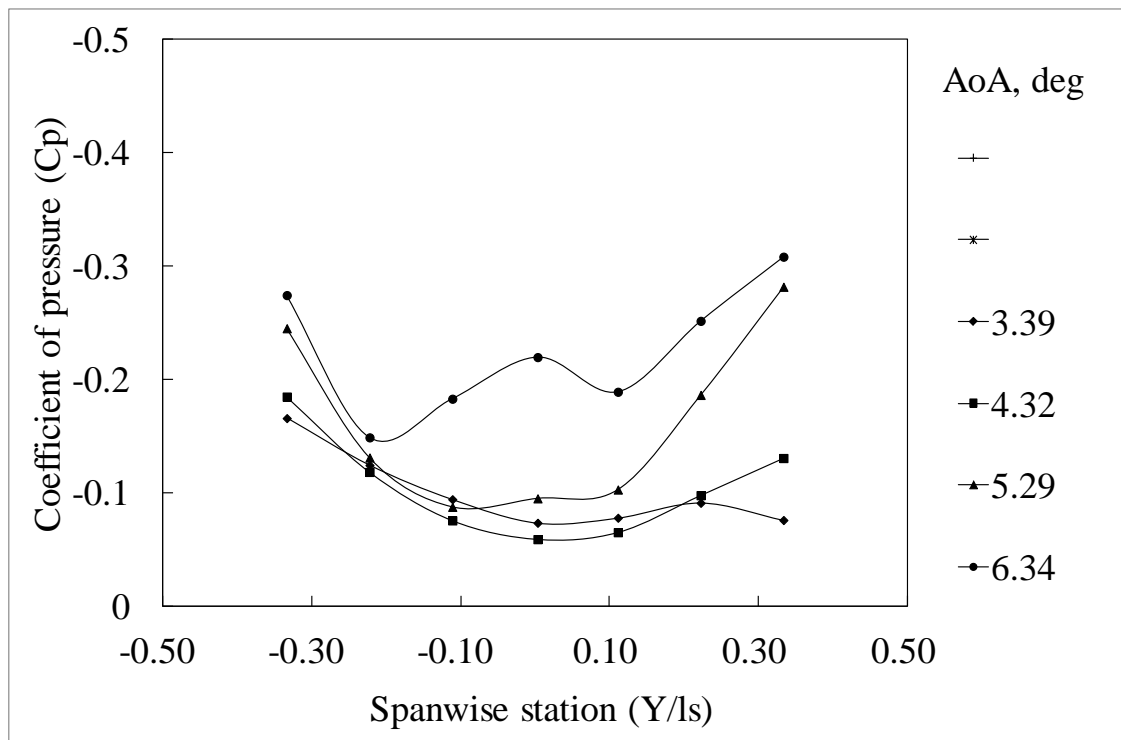
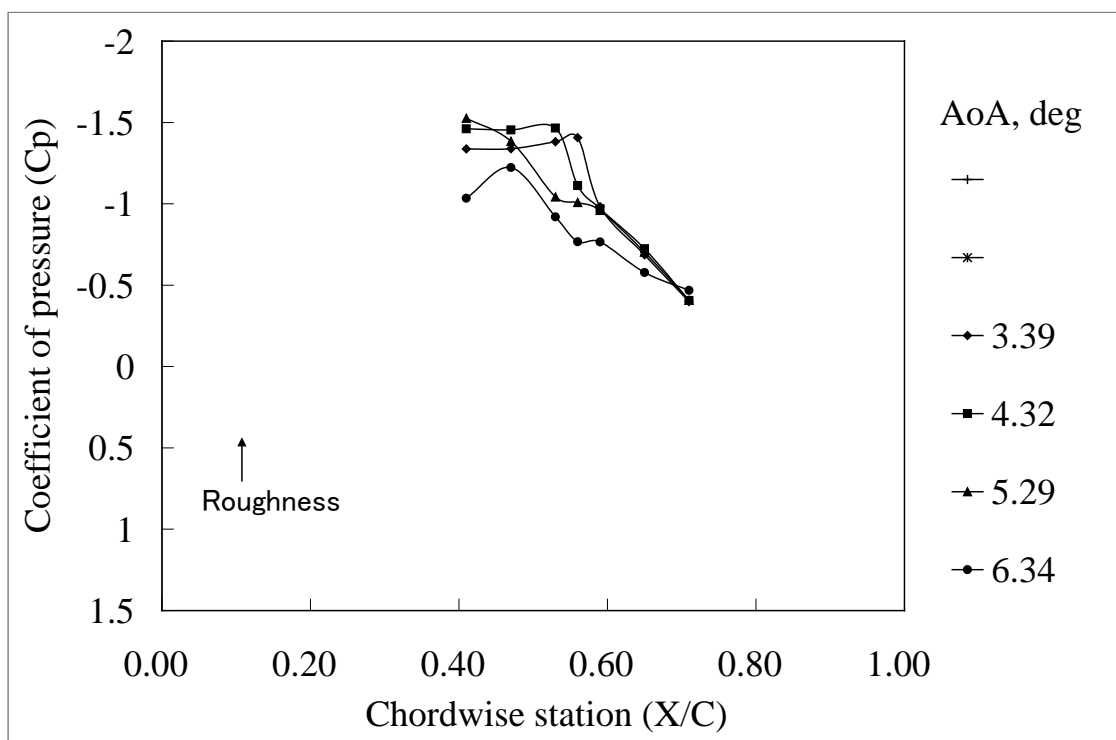


図 J-21 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $L_v=6.0\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 5deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=5, AoA=5-8deg, 10M
Y=-5mm



Y=+5mm

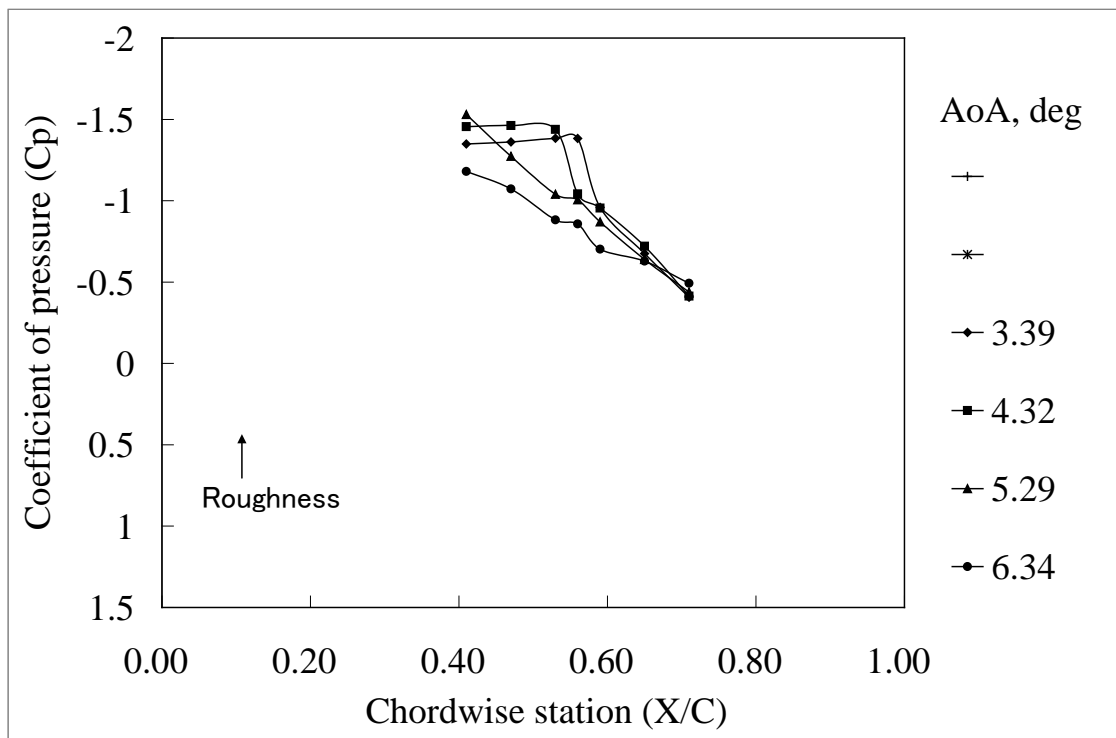
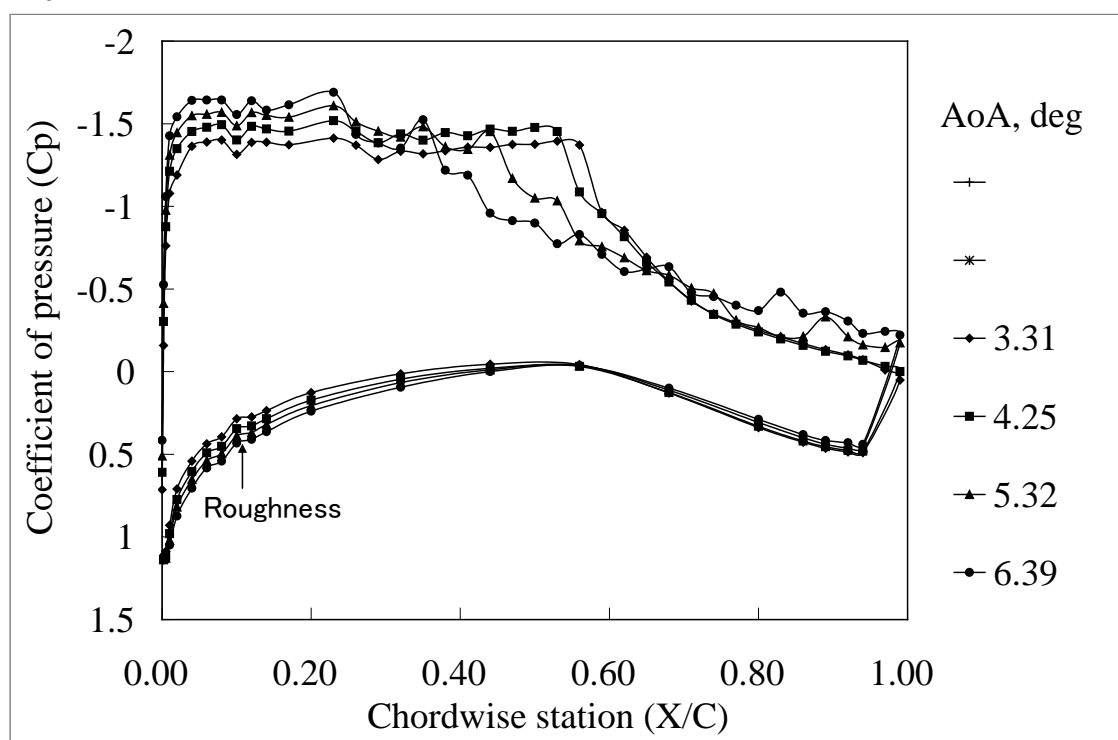


図 J-21 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=6.0mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=10M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=10\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=5\text{-}8\text{deg}$, $10M$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

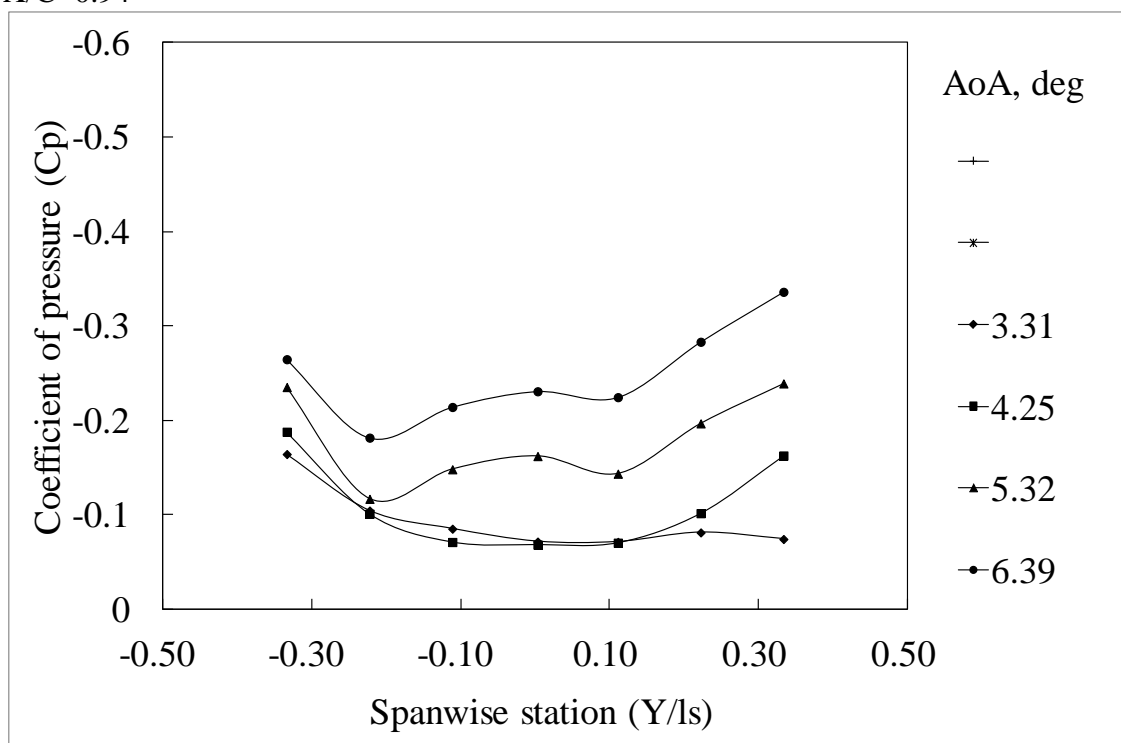
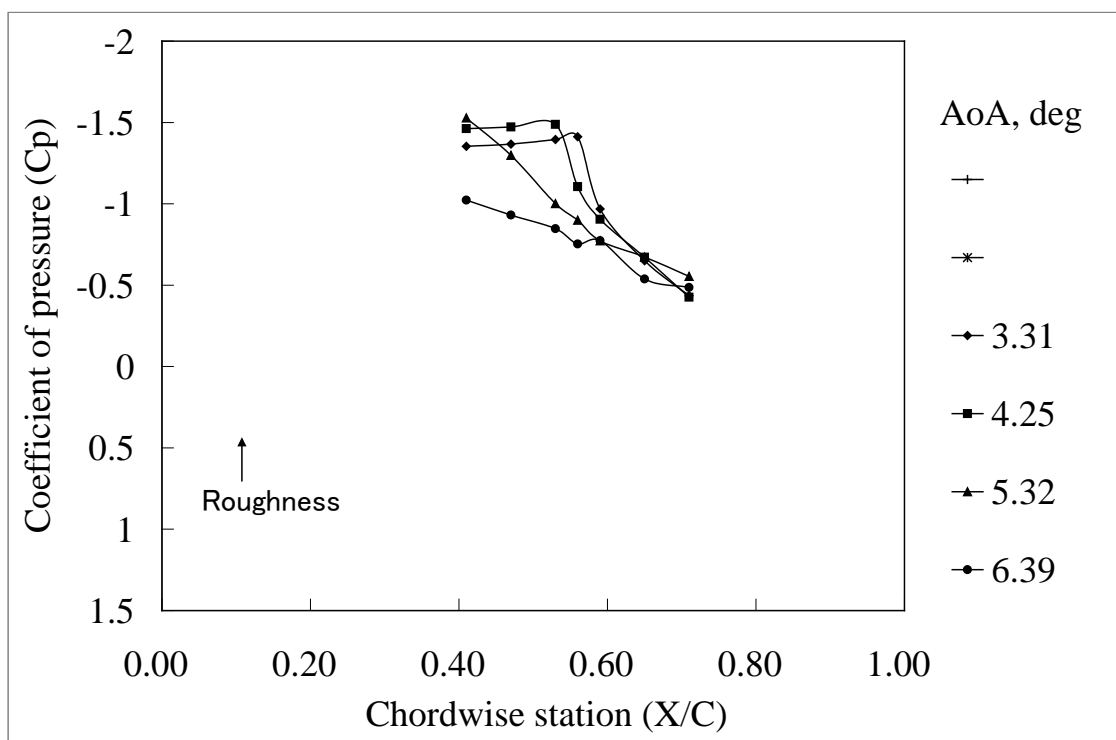


図 J-22 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=10\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 5deg - 8deg , 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=10deg, AR=4, AoA=5-8deg, 10M
Y=-5mm



Y=+5mm

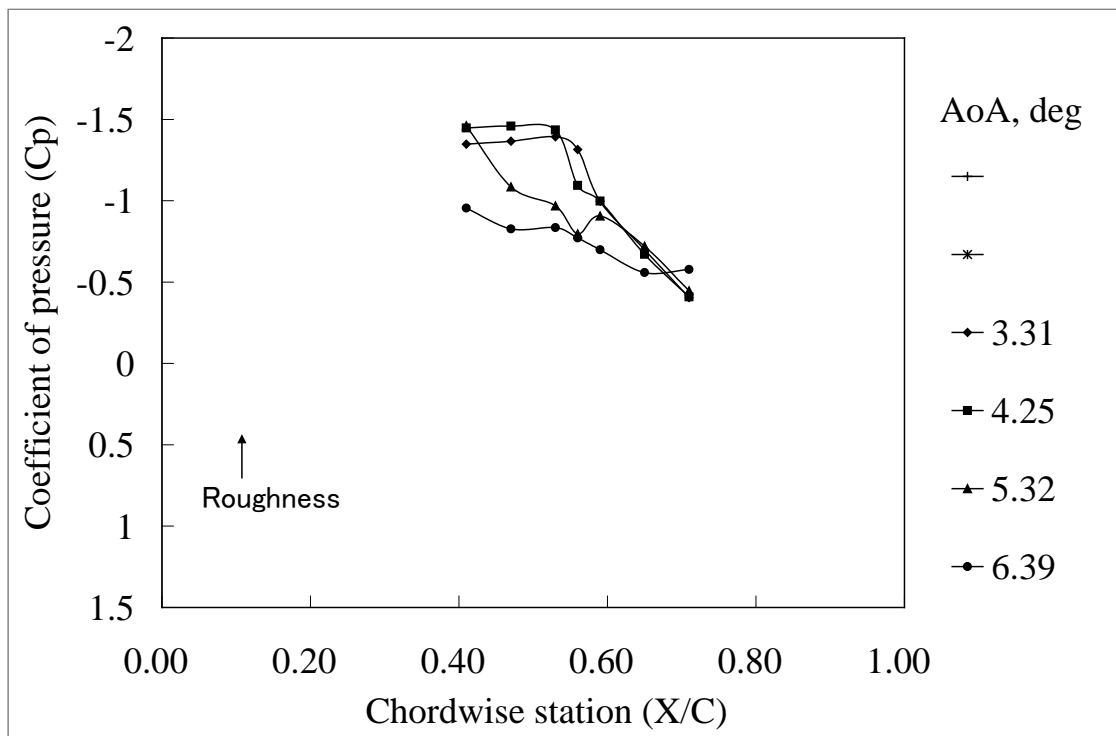
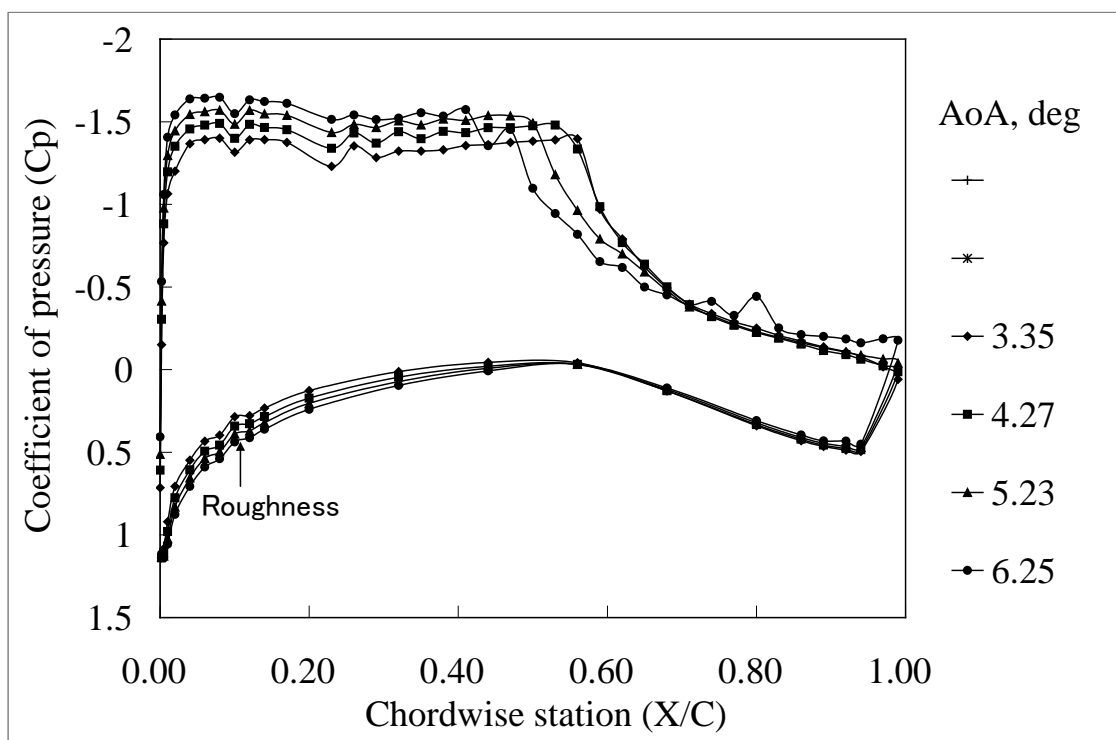


図 J-22 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=10deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=10M.

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=30\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=5\text{-}8\text{deg}$, $10M$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

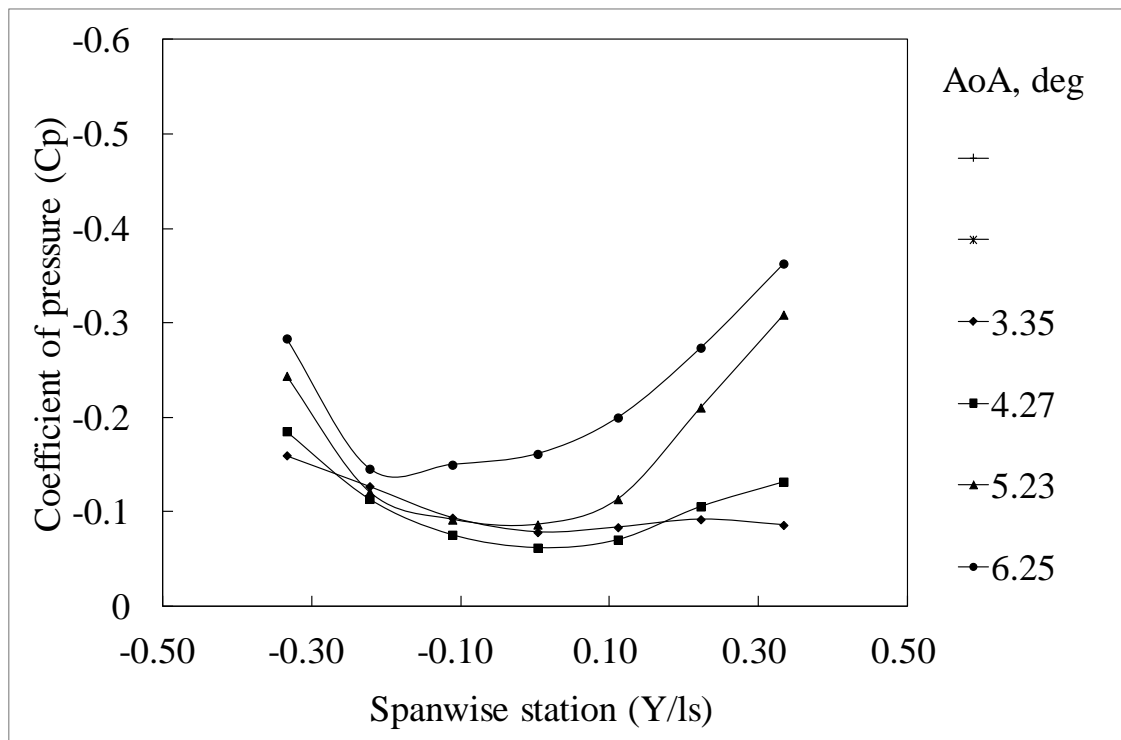
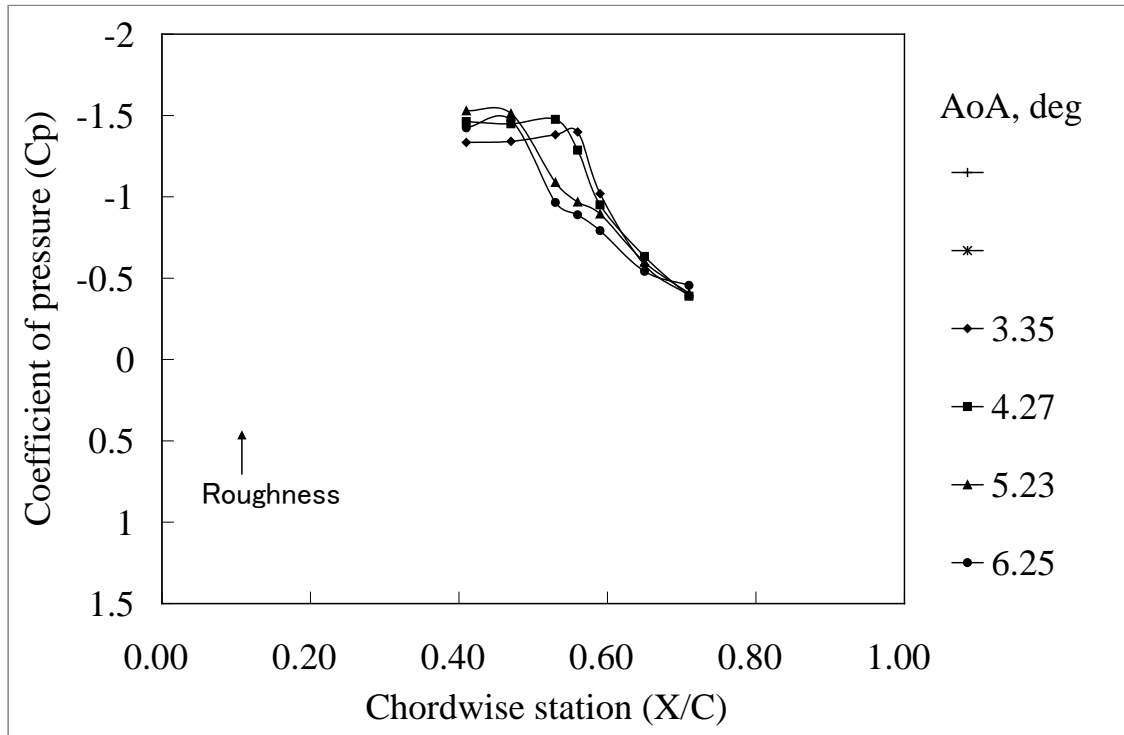


図 J-23 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=30\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 5deg - 8deg , 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=30deg, AR=4, AoA=5-8deg, 10M
Y=-5mm



Y=+5mm

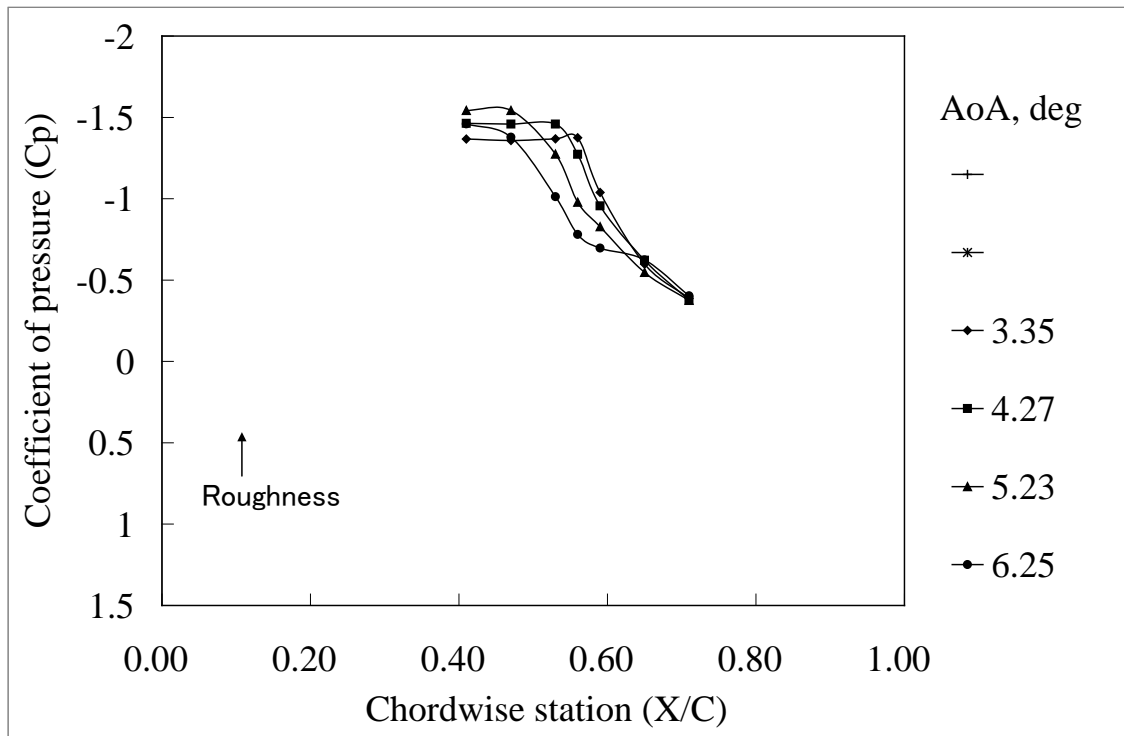
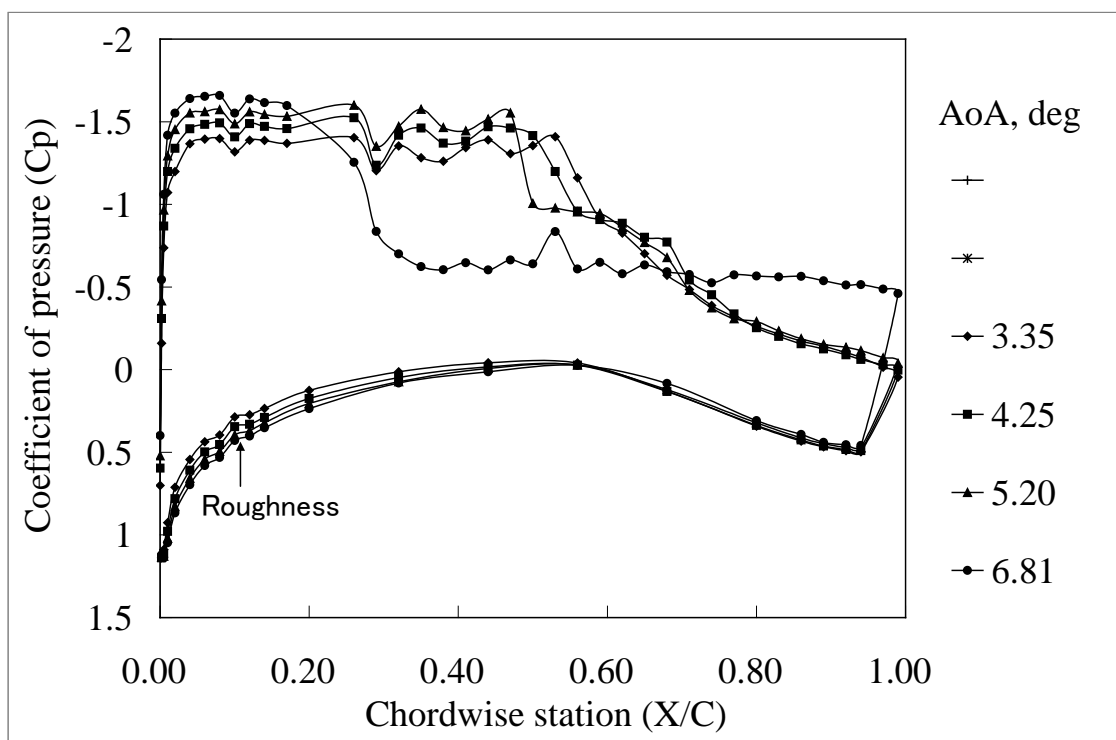


図 J-23 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=30deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=10M.

$H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $AR=4$, $AoA=5\text{-}8\text{deg}$, $10M$
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

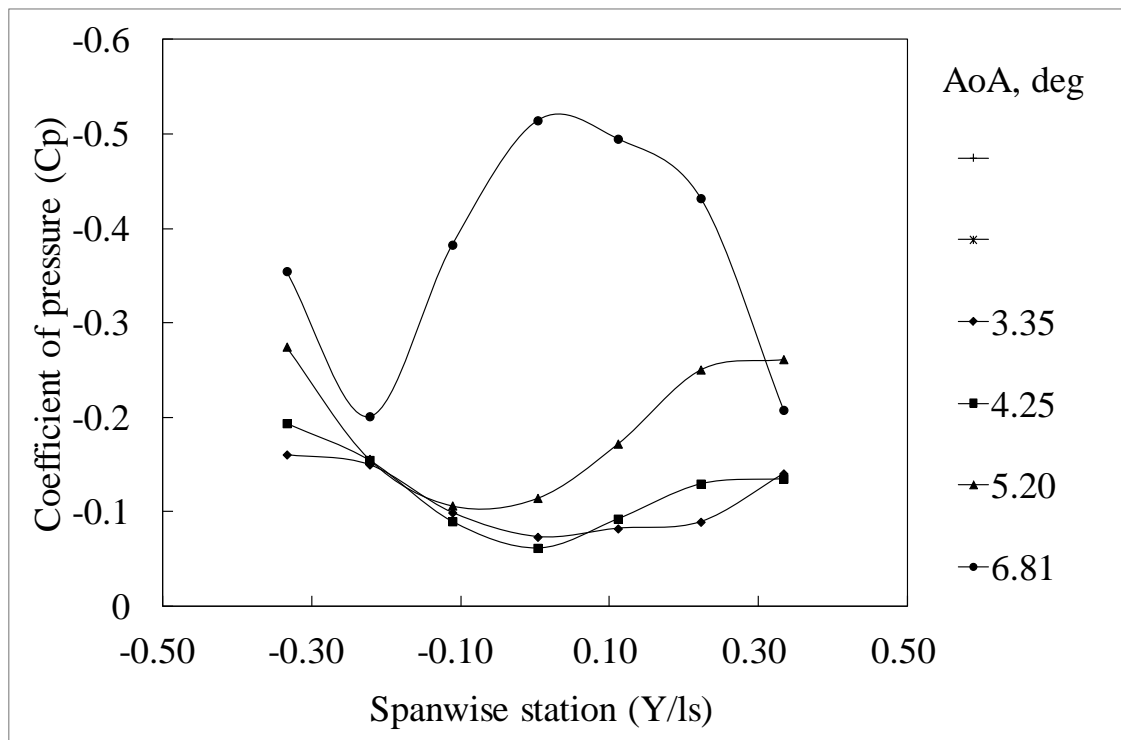
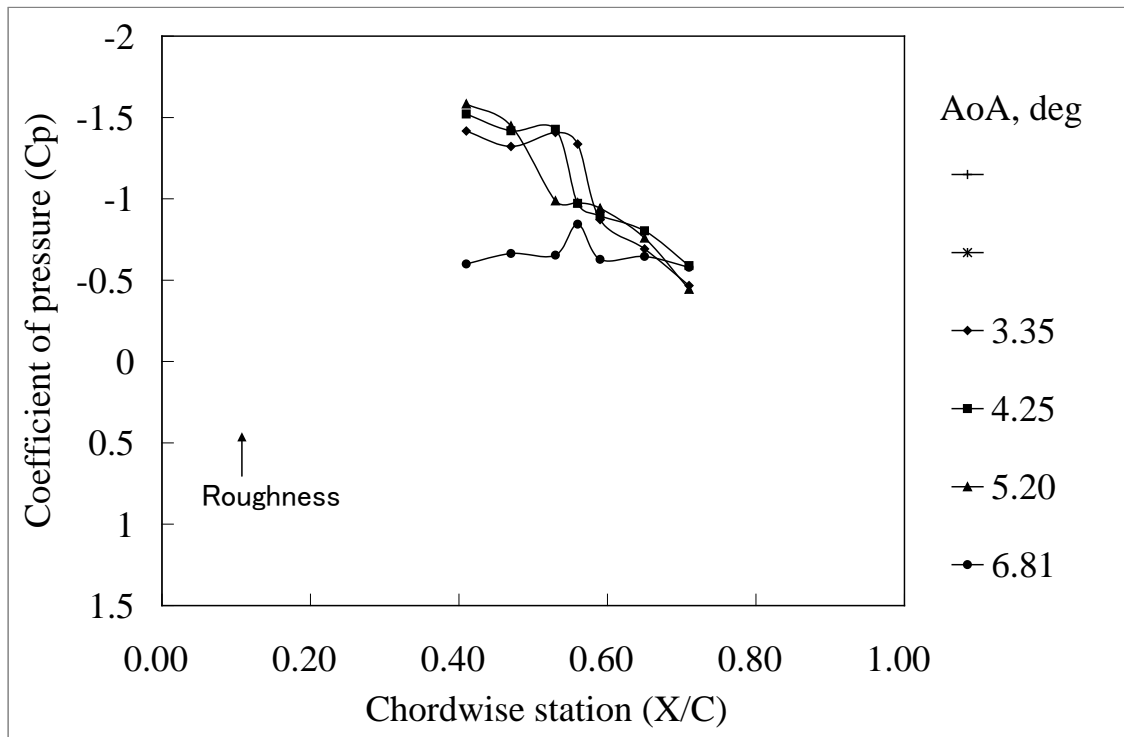


図 J-24 VG あり形態 ($H_v=2.4\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 $5\text{deg-}8\text{deg}$, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, AR=4, AoA=5-8deg, 10M
Y=-5mm



Y=+5mm

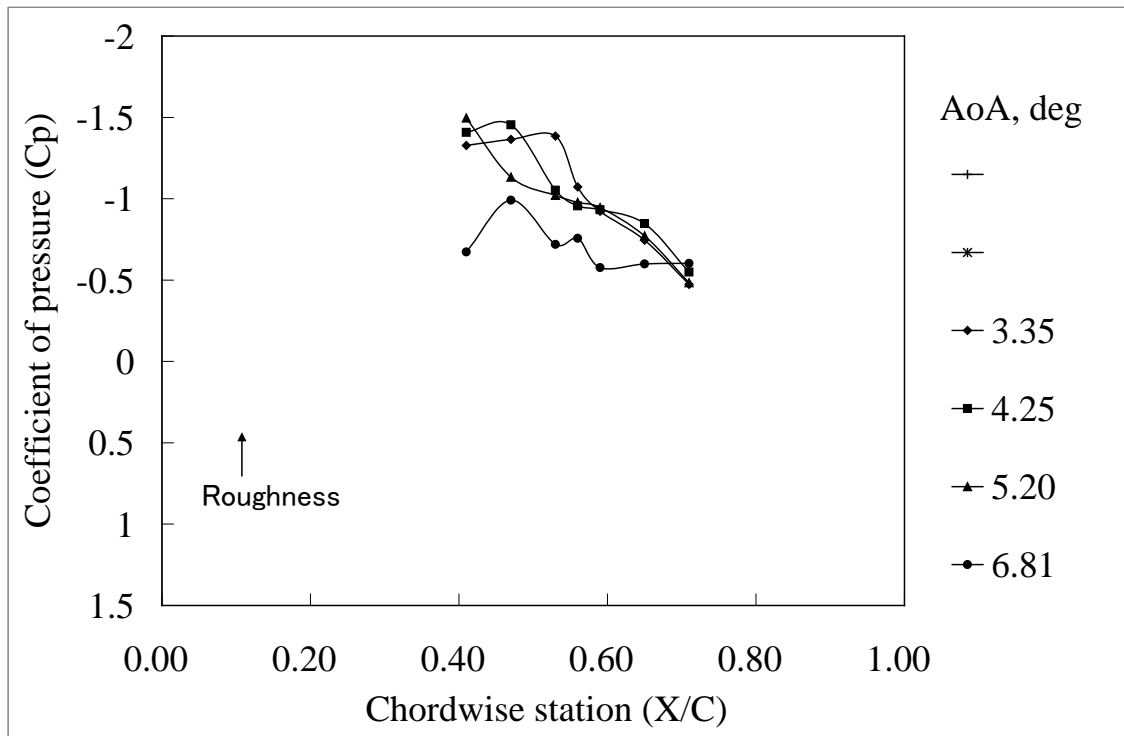
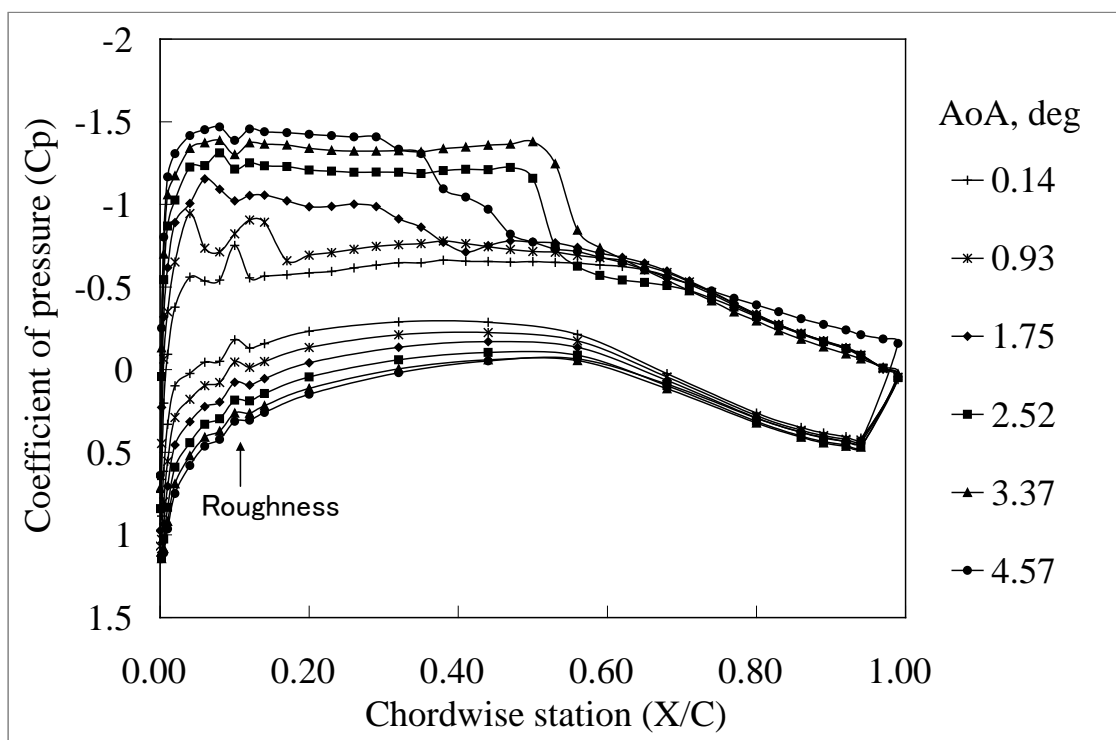


図 J-24 VG あり形態 (Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-8deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=10M.

Clean $M=0.74$, $Re=5M$, $AoA=1-6$
 $Y=0mm$



$X/C=0.94$

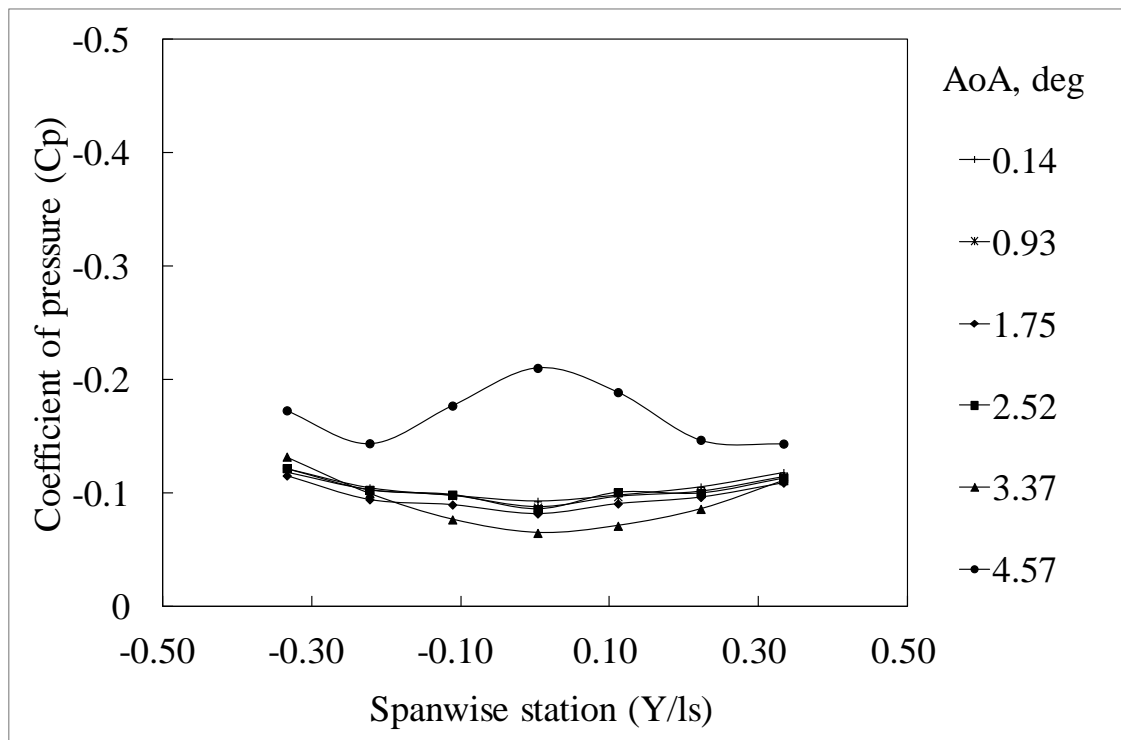
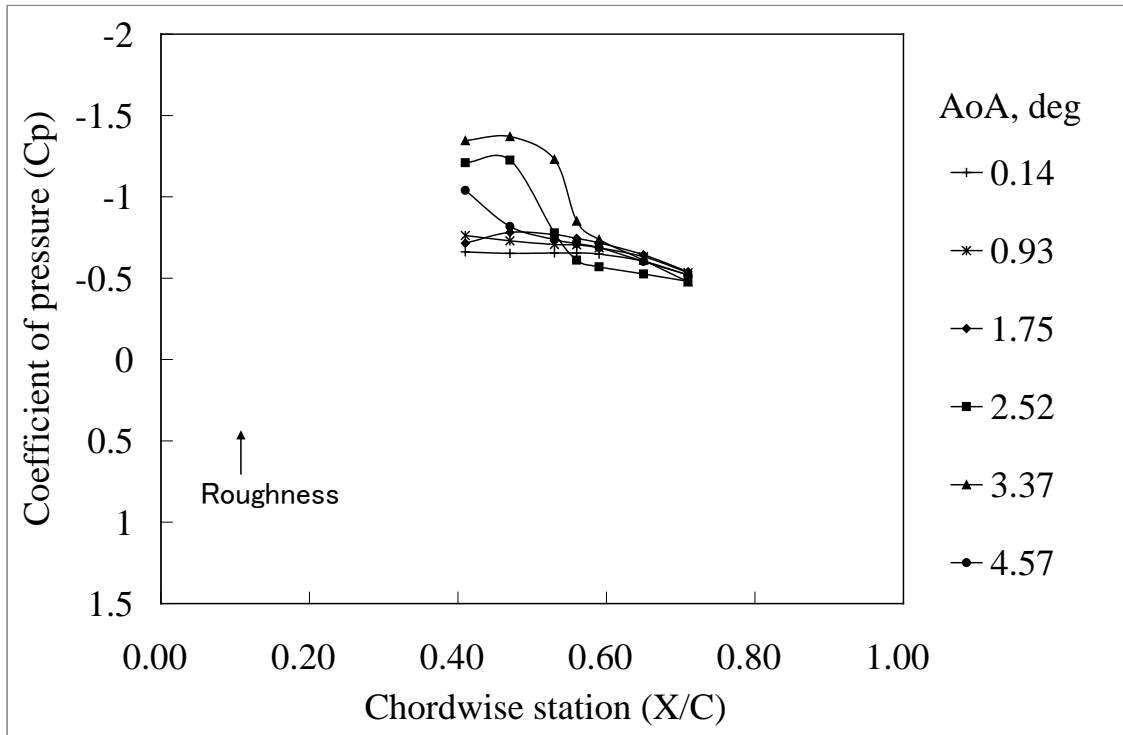


図 J-25 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Clean $M=0.74$, $Re=5M$, $AoA=1-6$
 $Y=-5mm$



$Y=+5mm$

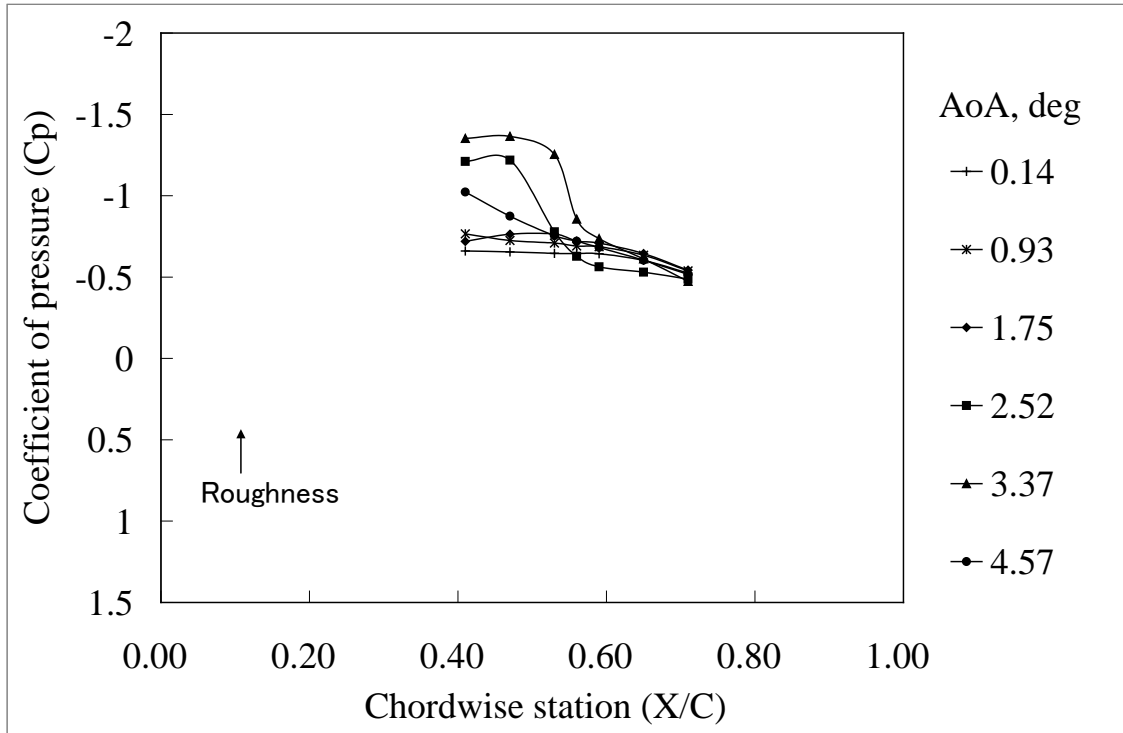
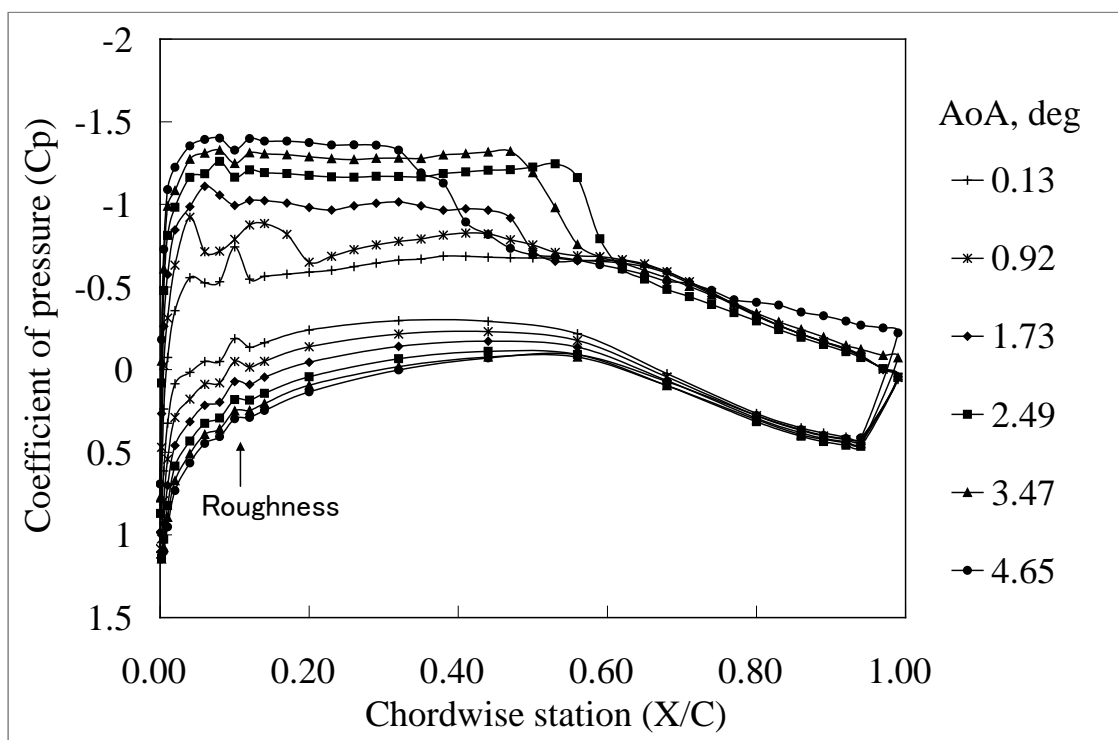


図 J-25 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Clean M=0.75, Re=5M, AoA=1-6
Y=0mm



X/C=0.94

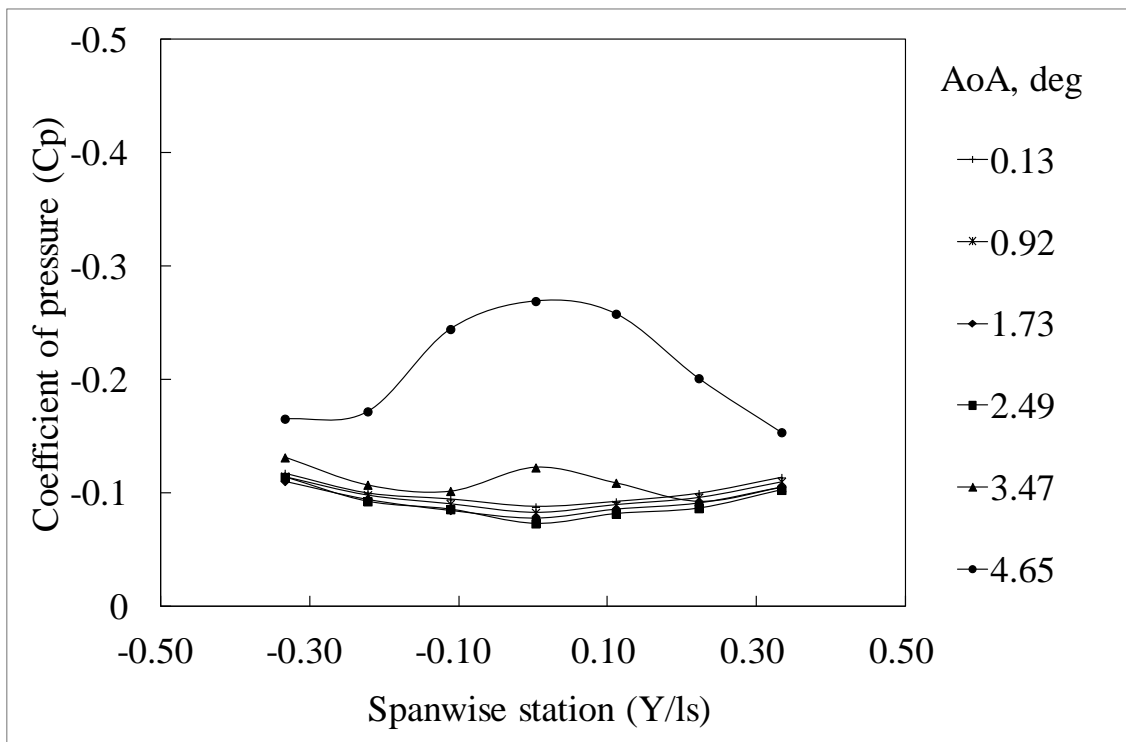
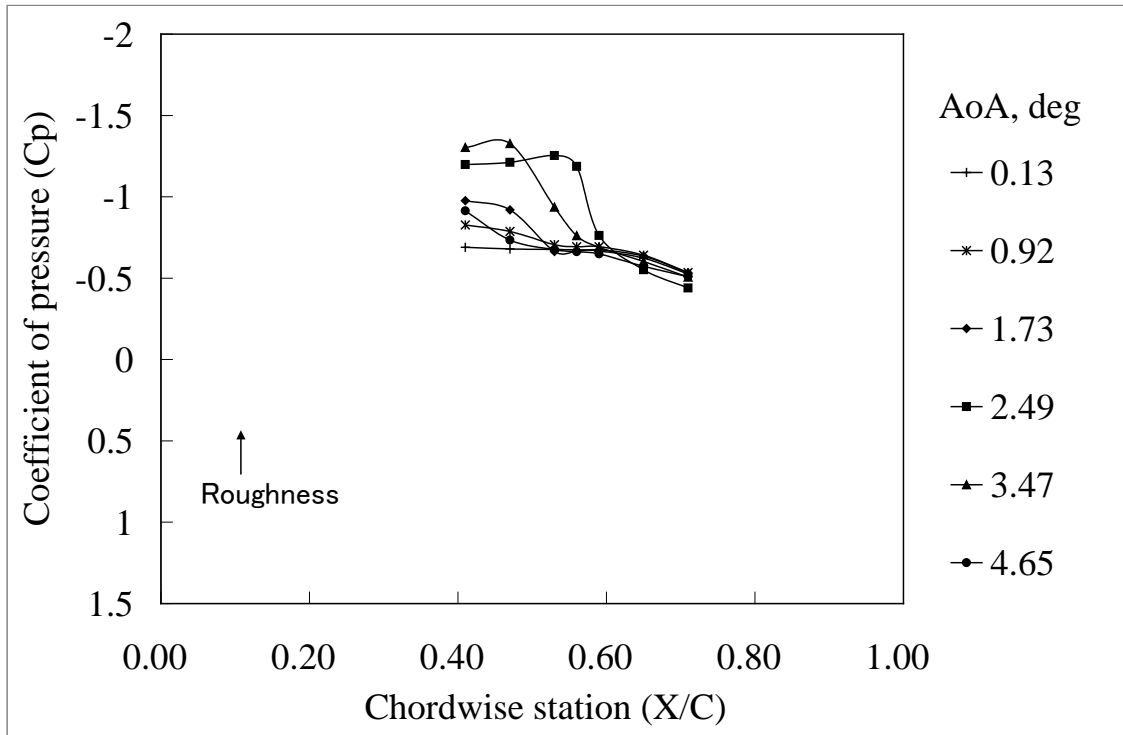


図 J-26 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.75, Re=5M.

Clean $M=0.75$, $Re=5M$, $AoA=1-6$
 $Y=-5mm$



$Y=+5mm$

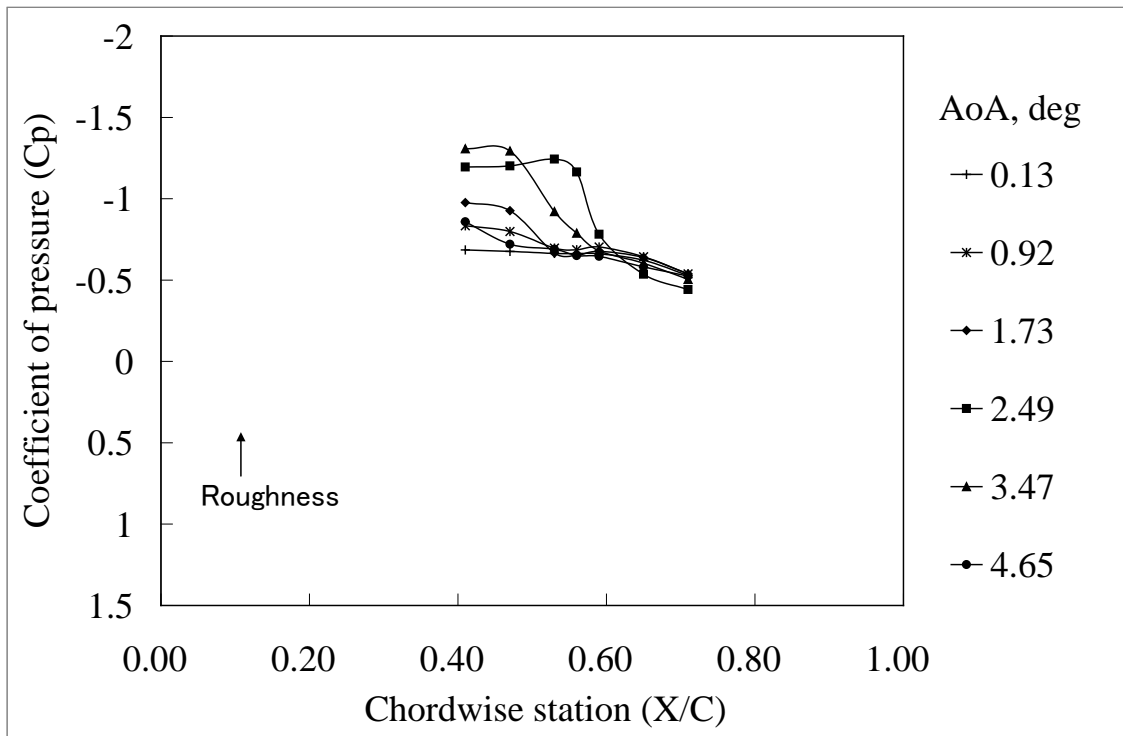
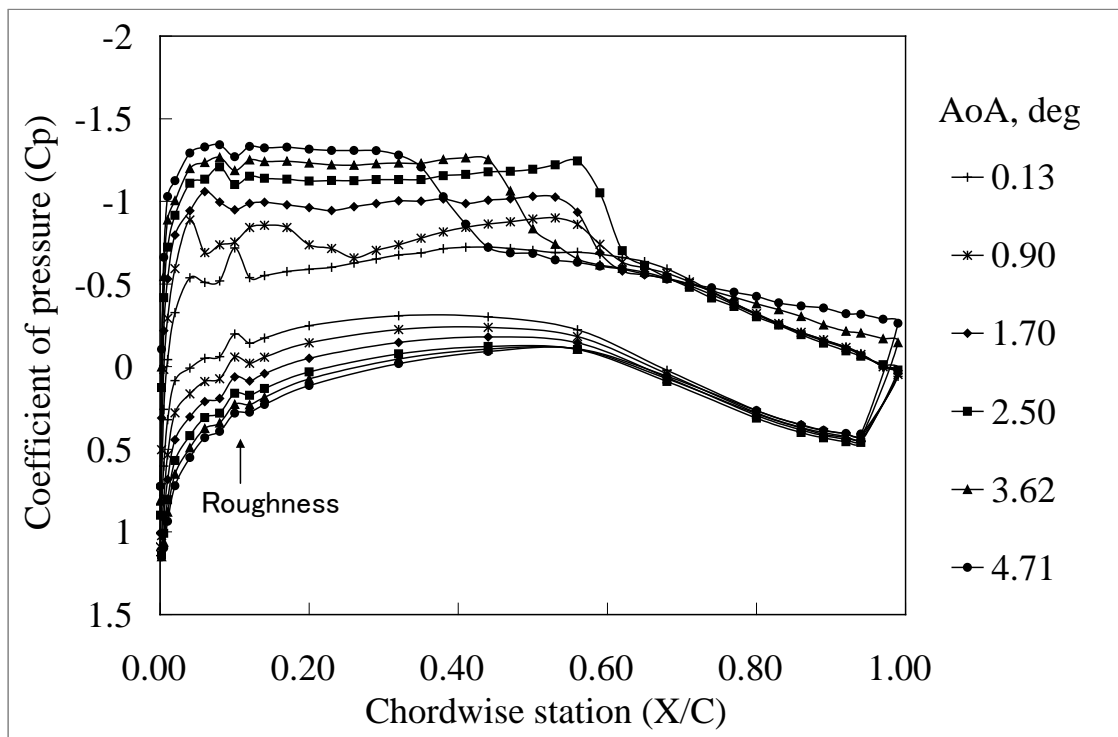


図 J-26 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.75$, $Re=5M$.

Clean $M=0.76$, $Re=5M$, $AoA=1-6$
 $Y=0mm$



$X/C=0.94$

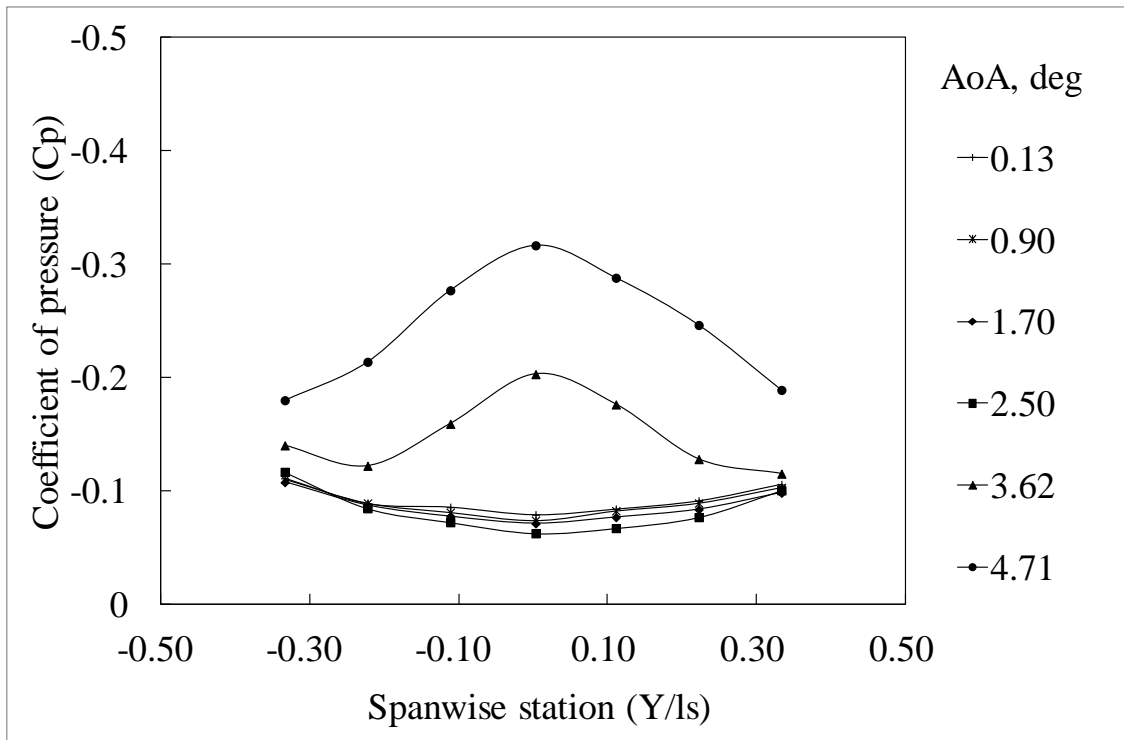
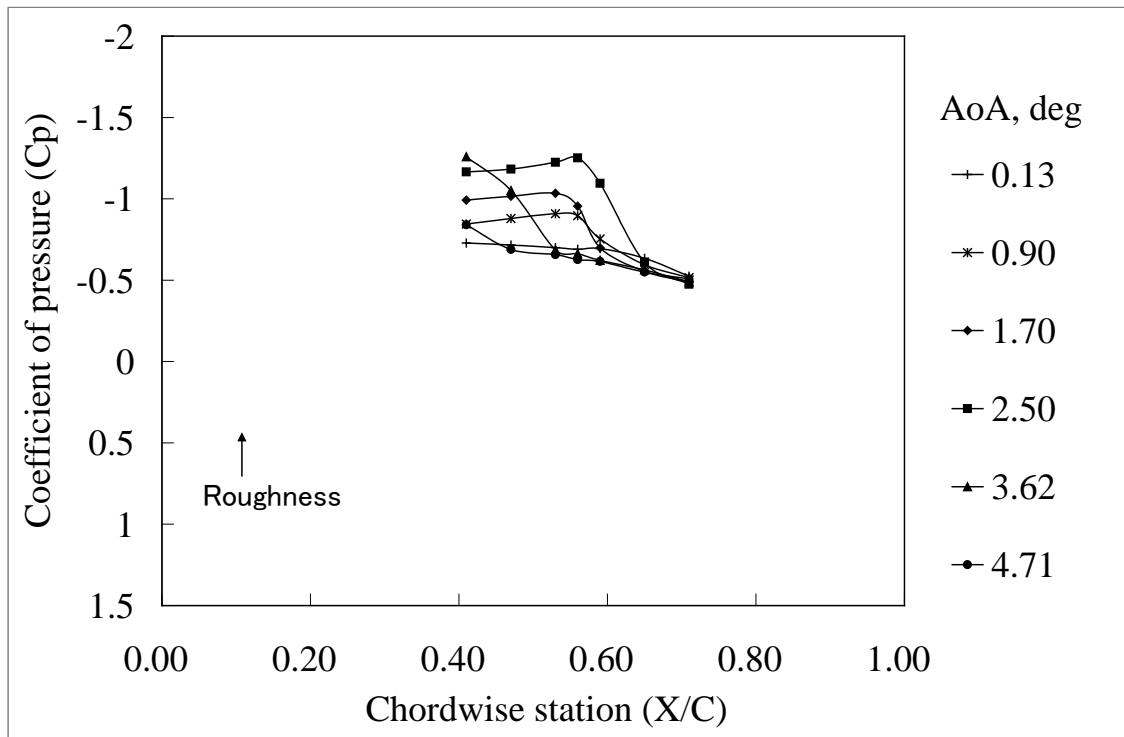


図 J-27 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.76$, $Re=5M$.

Clean $M=0.76$, $Re=5M$, $AoA=1-6$
 $Y=-5mm$



$Y=+5mm$

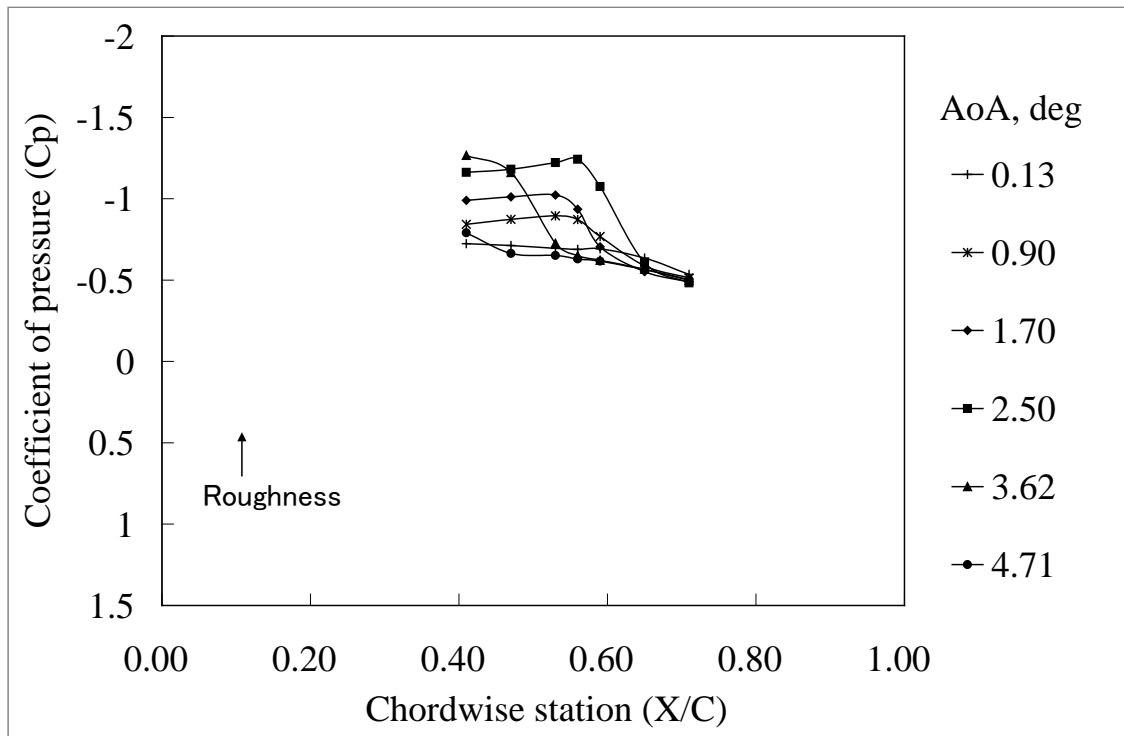
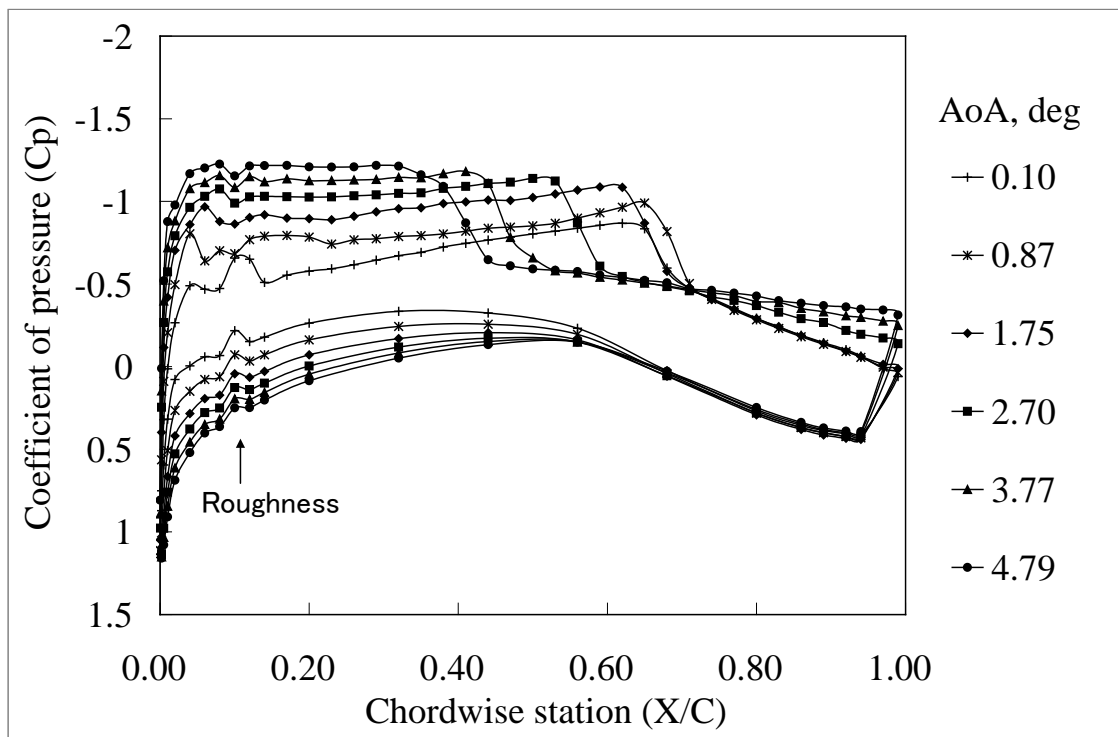


図 J-27 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.76$, $Re=5M$.

Clean $M=0.78$, $Re=5M$, $AoA=1-6$
 $Y=0mm$



$X/C=0.94$

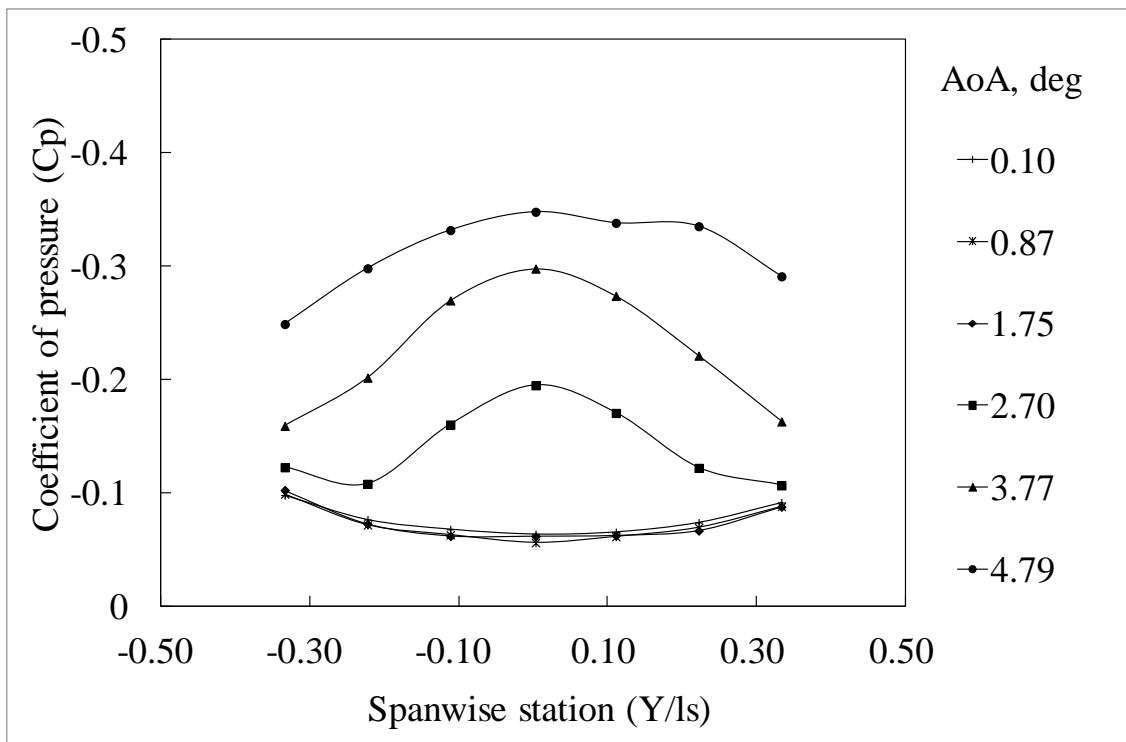
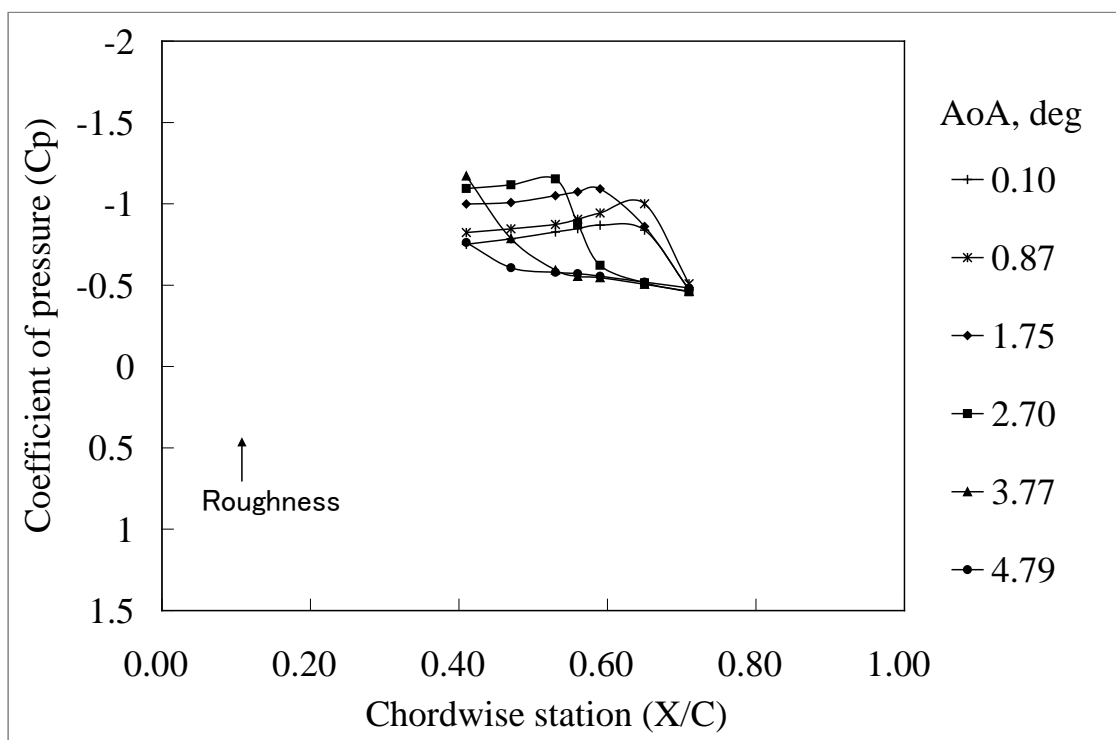


図 J-28 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.78$, $Re=5M$.

Clean $M=0.78$, $Re=5M$, $AoA=1-6$
 $Y=-5mm$



$Y=+5mm$

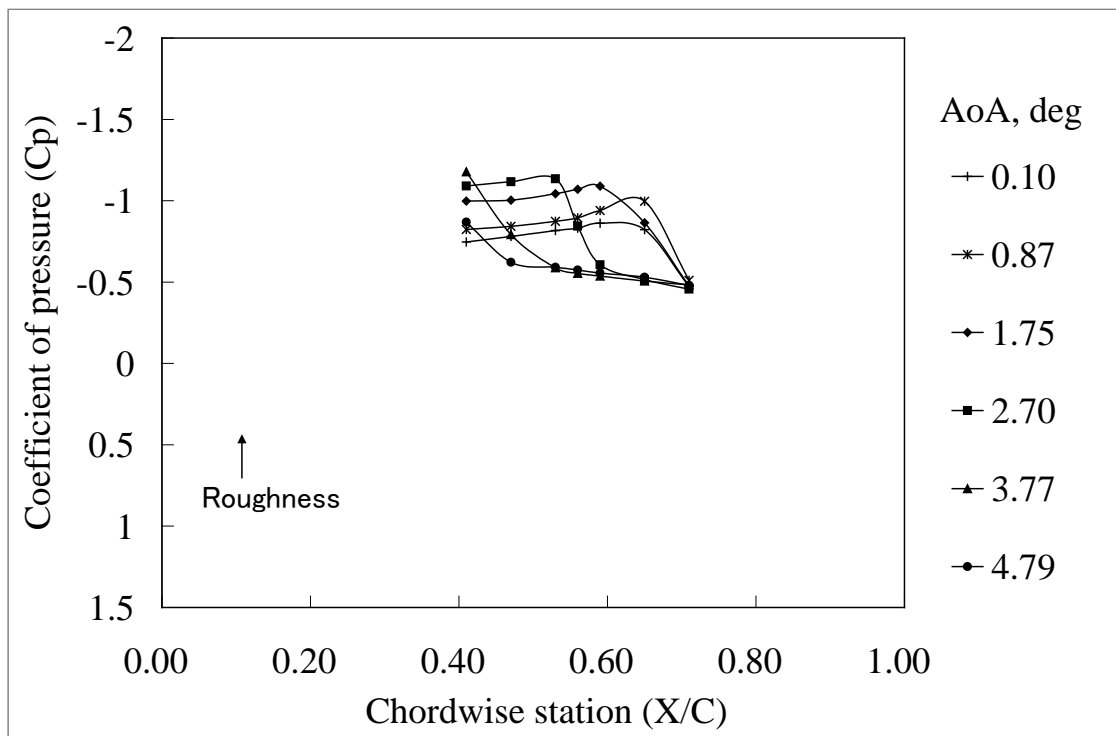
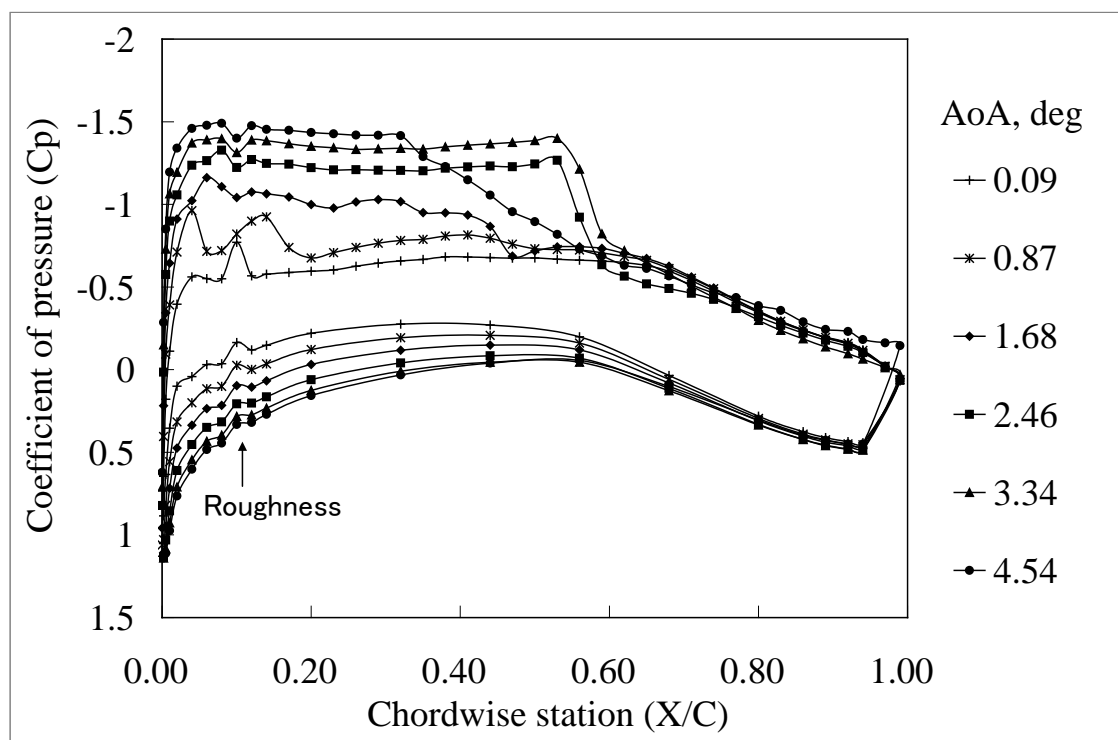


図 J-28 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.78$, $Re=5M$.

Clean $M=0.74$, $Re=10M$, $AoA=1-6$
 $Y=0mm$



$X/C=0.94$

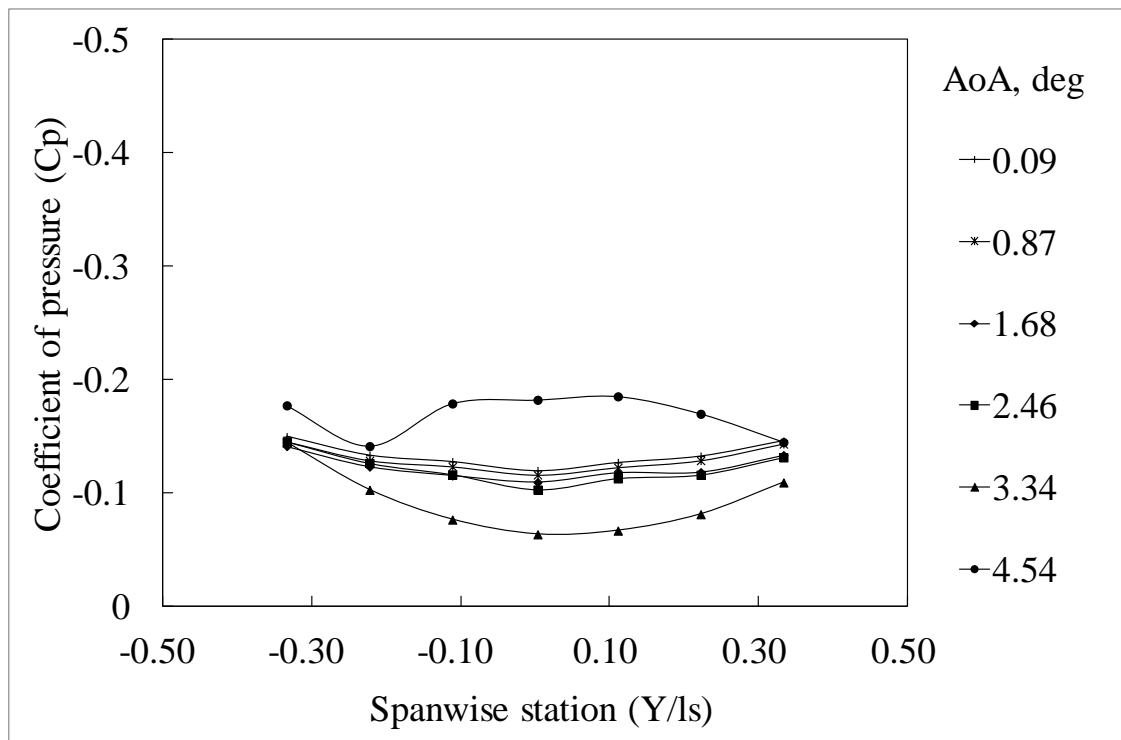
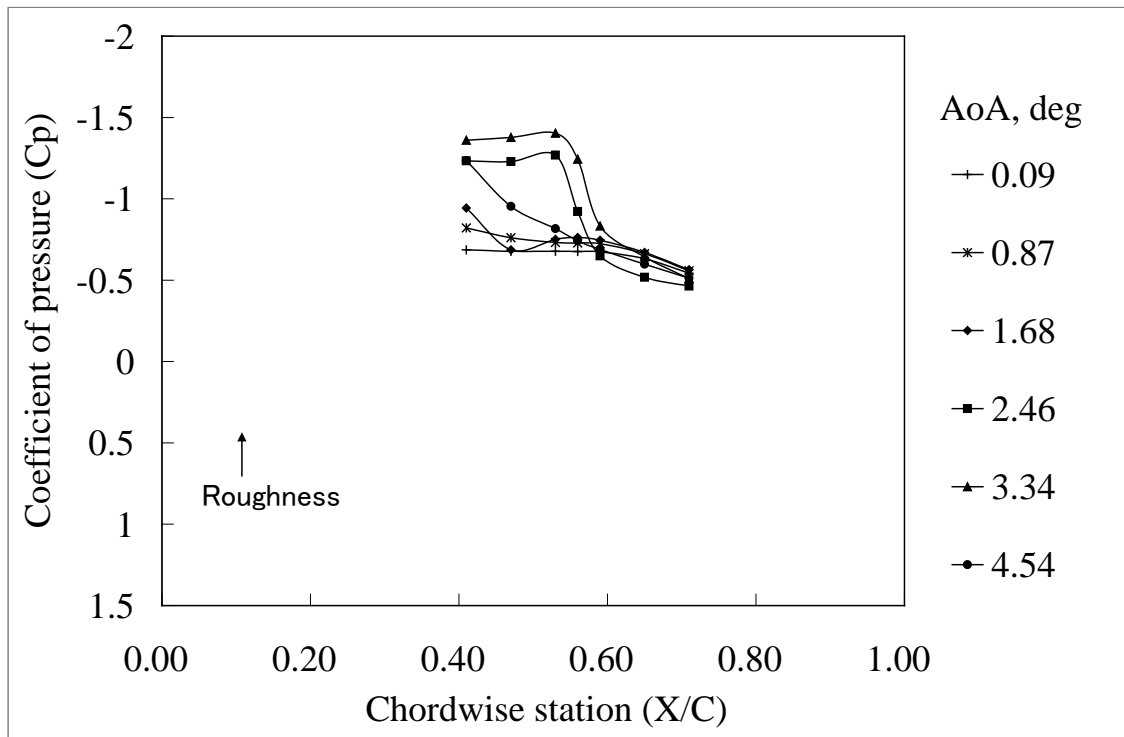


図 J-29 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Clean $M=0.74$, $Re=10M$, $AoA=1-6$
 $Y=-5mm$



$Y=+5mm$

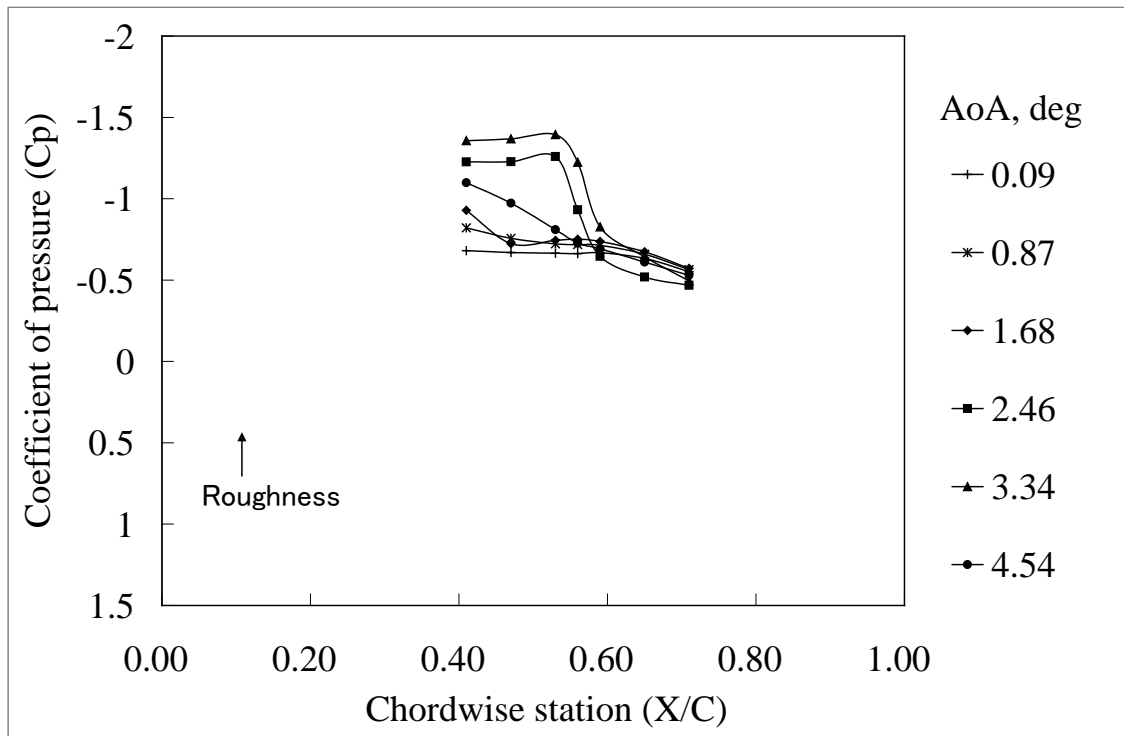
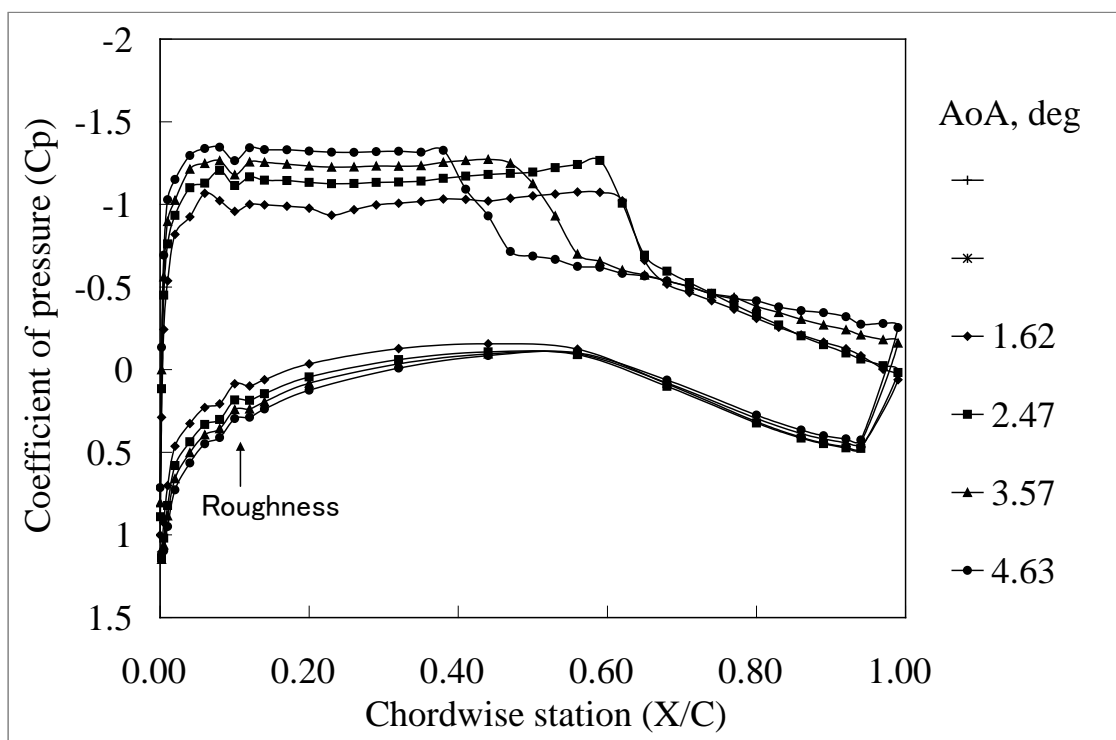


図 J-29 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 1deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=10M$.

Clean $M=0.76$, $Re=10M$, $AoA=3-6$
 $Y=0mm$



$X/C=0.94$

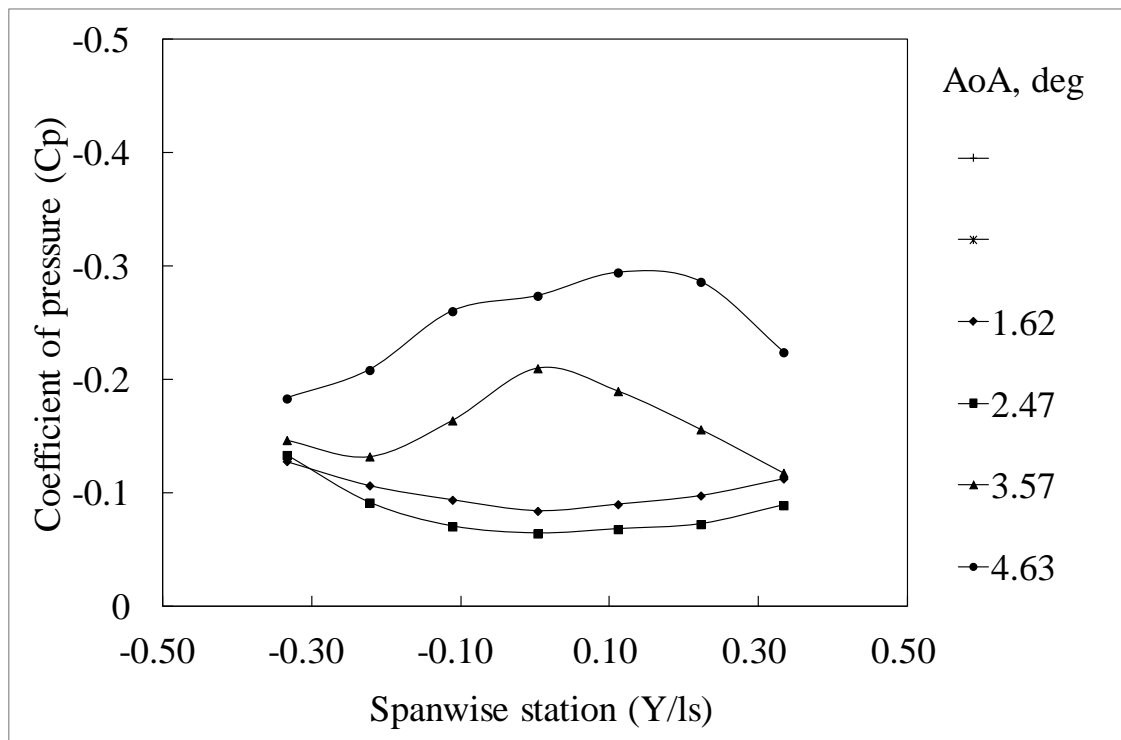
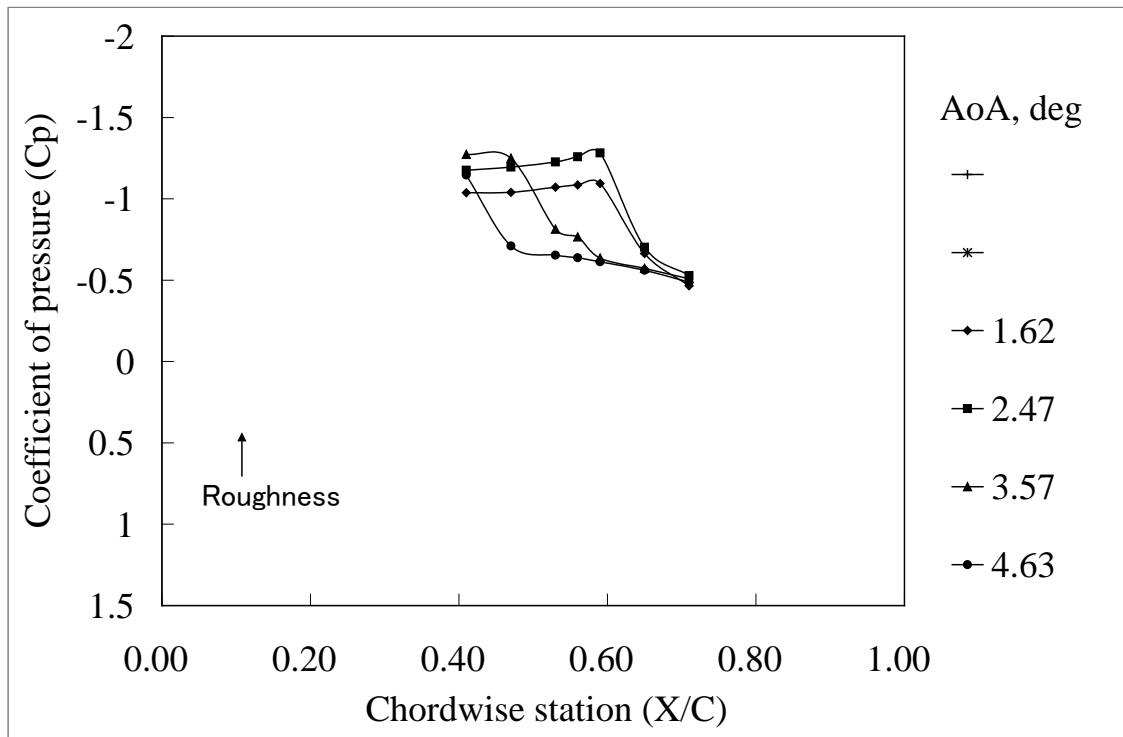


図 J-30 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 3deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.76$, $Re=10M$.

Clean $M=0.76$, $Re=10M$, $AoA=3-6$
 $Y=-5mm$



$Y=+5mm$

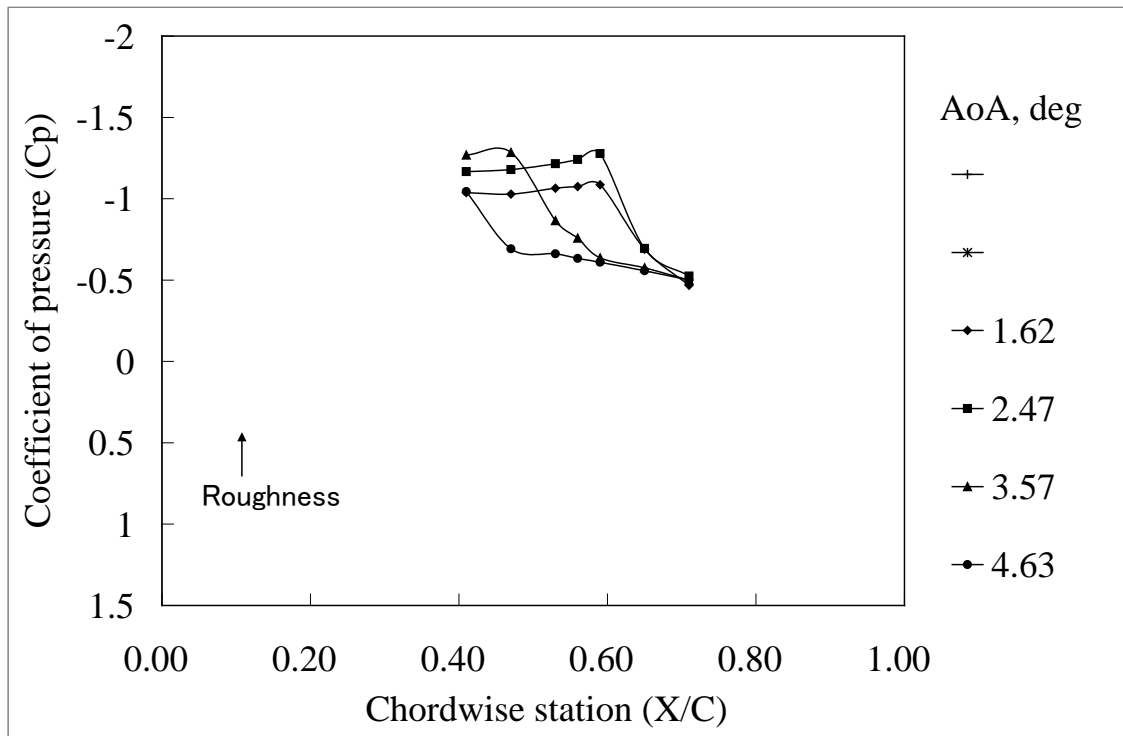
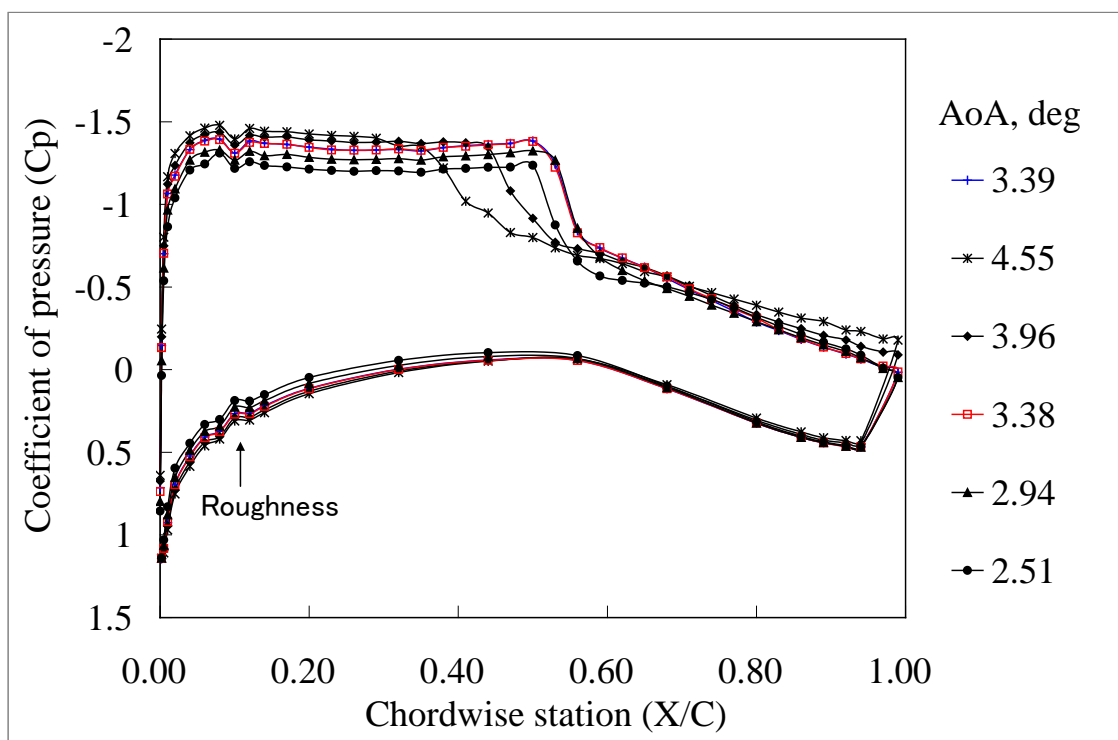


図 J-30 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 3deg-6deg, 1deg 間隔, 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.76$, $Re=10M$.

Clean Re=5M, M=0.74, Hysteresis
Y=0mm



X/C=0.94

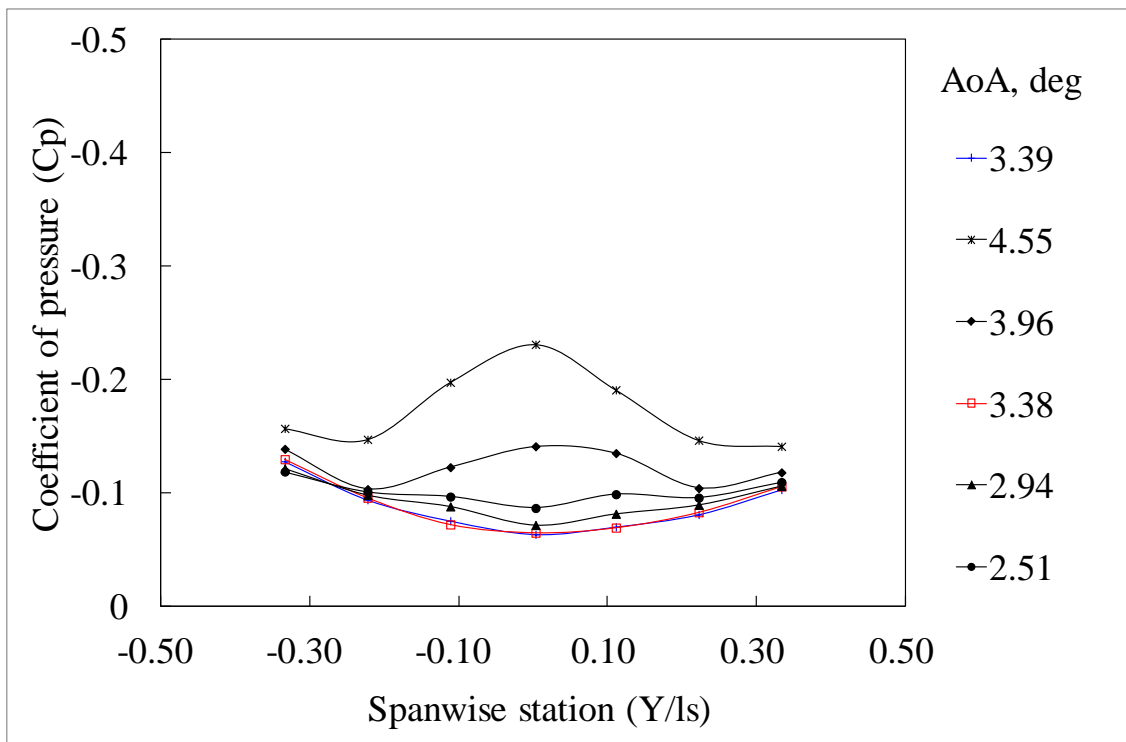
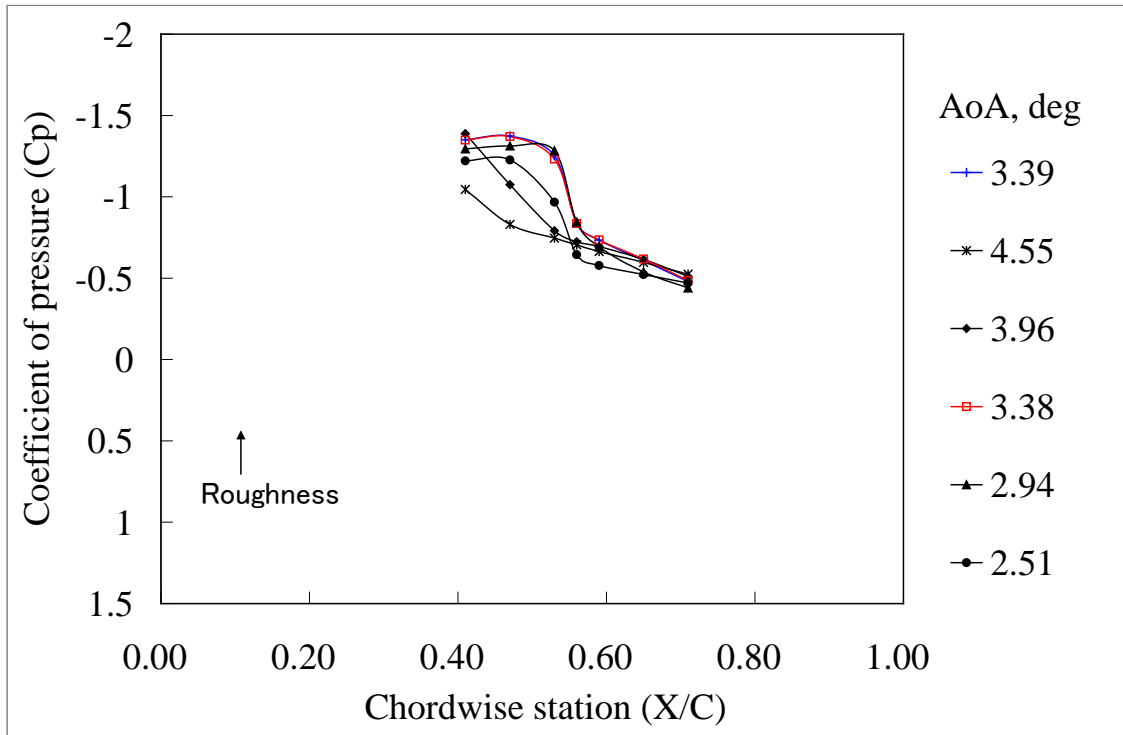


図 J-31 VG あり形態 (クリーン形態) の圧力係数 設定迎角 5deg-6deg-5.5deg-5deg-4.5deg-4deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M.

Clean $Re=5M$, $M=0.74$, Hysteresis
 $Y=-5mm$



$Y=+5mm$

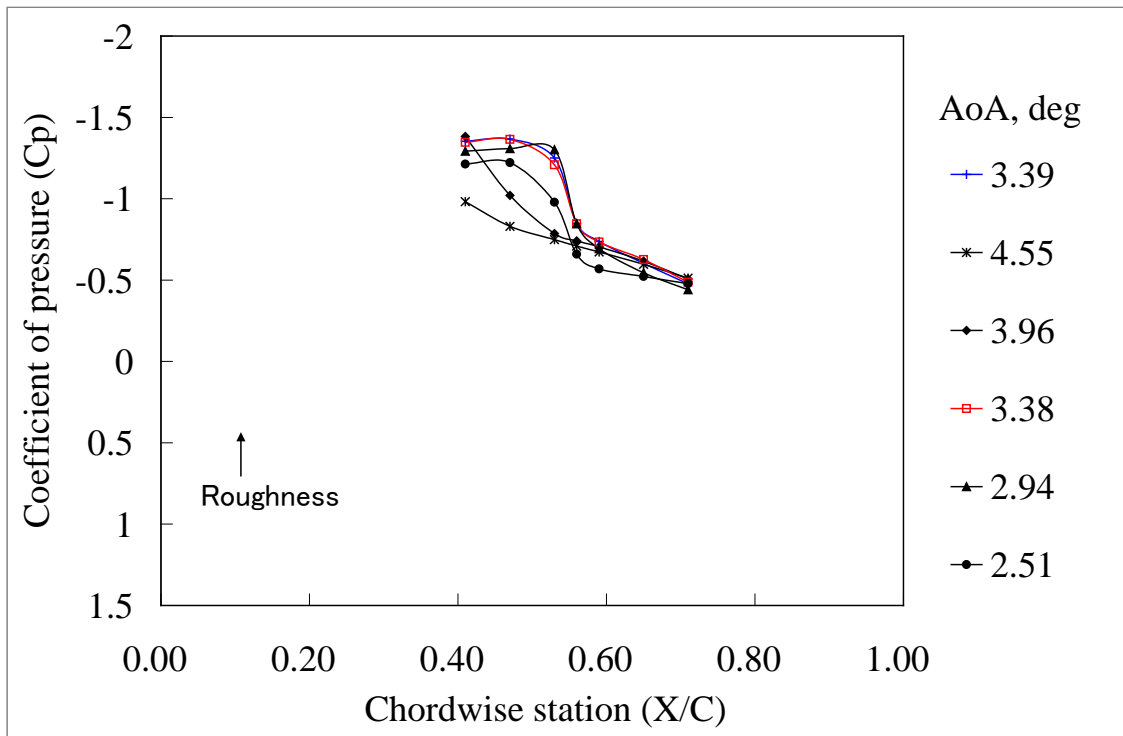
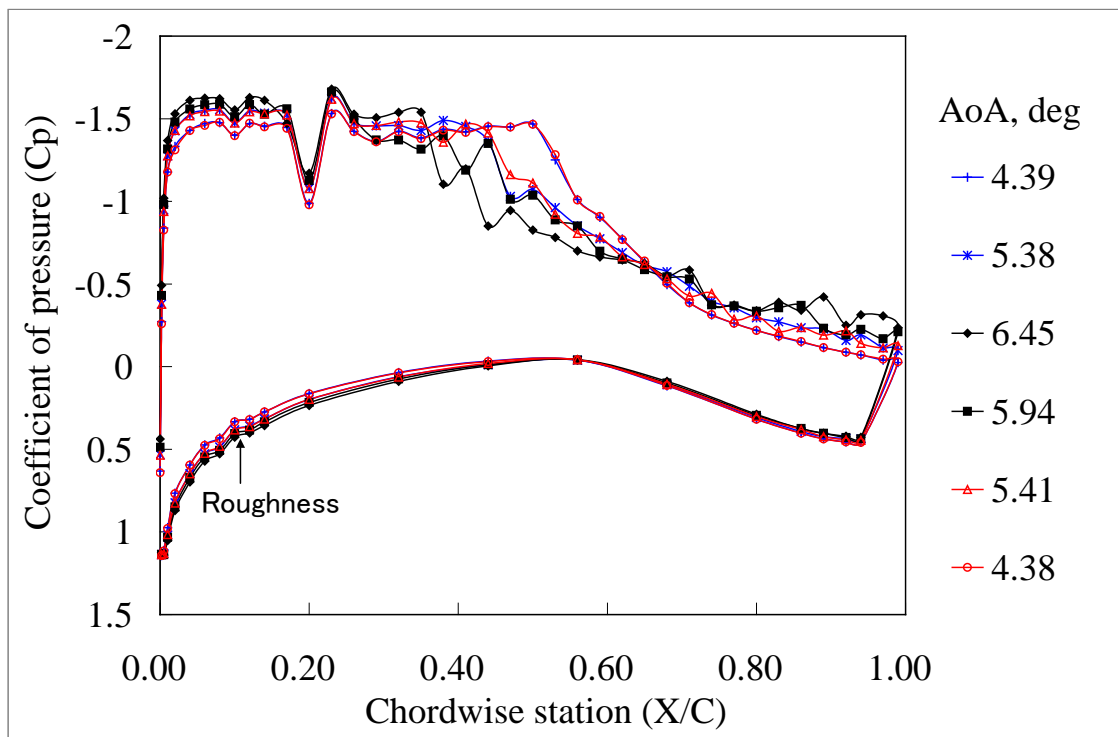


図 J-31 VG なし形態 (クリーン形態) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-6deg-5.5deg-5deg-4.5deg-4deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=4, Re=5M, M=0.74, Hysteresis Y=0mm



X/C=0.94

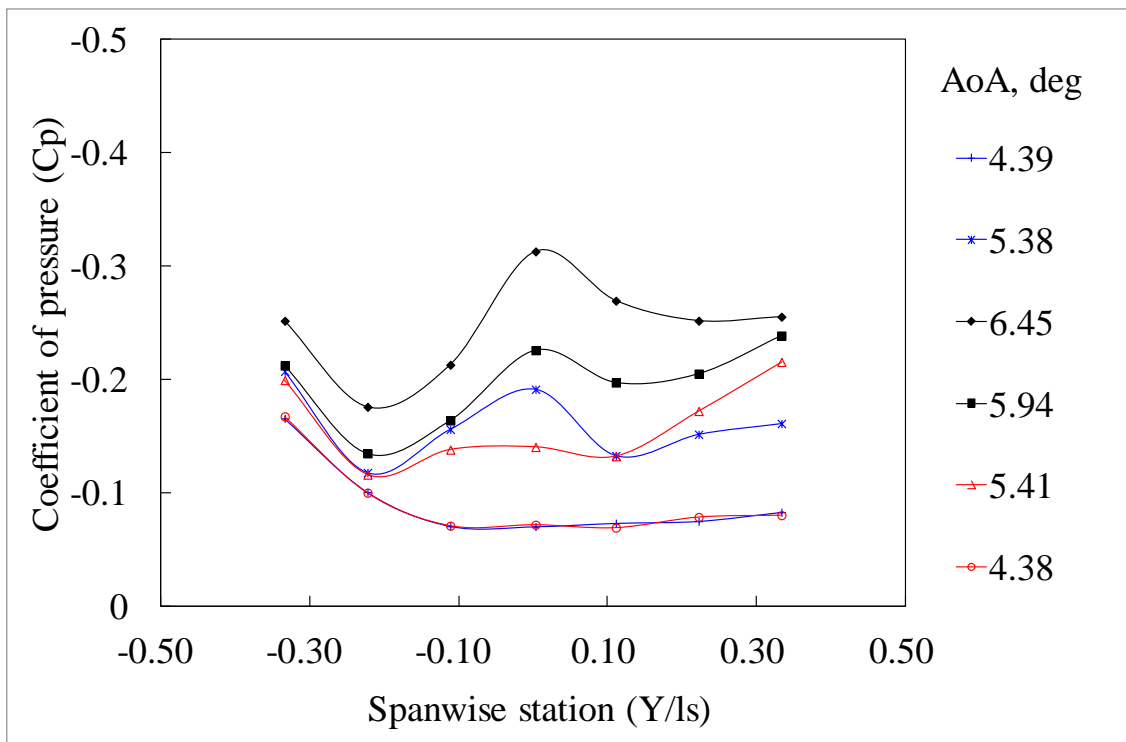
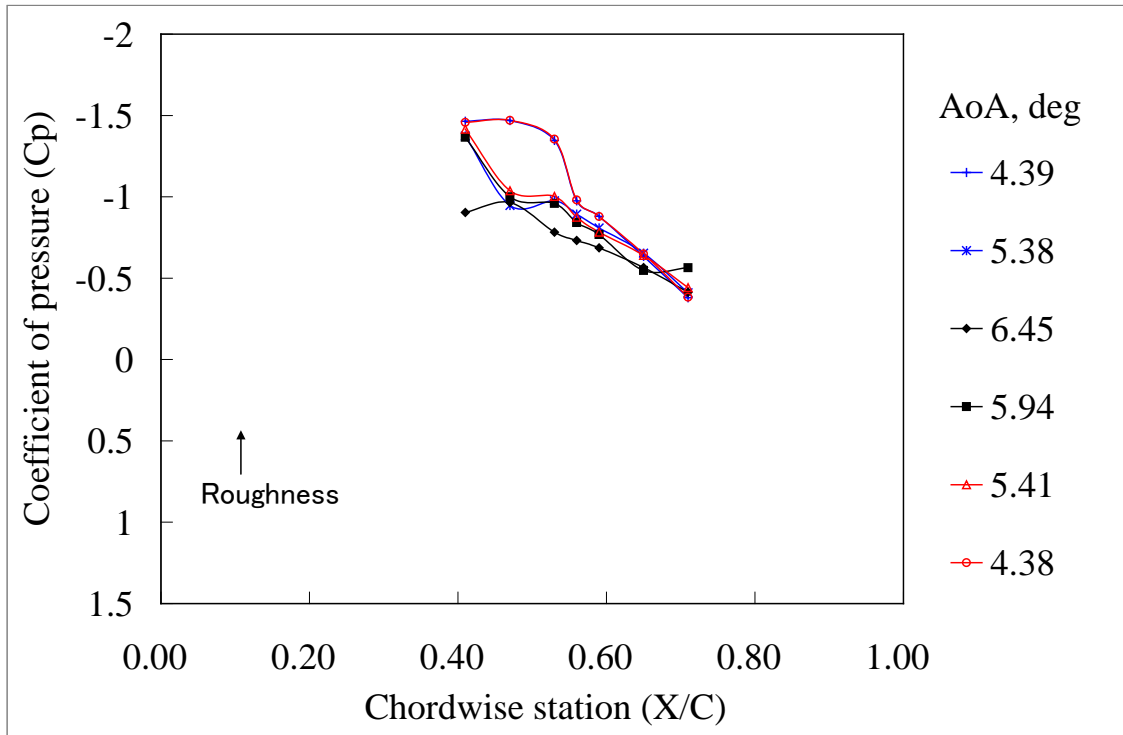


図 J-32 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 6deg-7deg-8deg-7.5deg-7deg-6deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M. (Ejector なし)

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, AR=4, Re=5M, M=0.74, Hysteresis
Y=-5mm



Y=+5mm

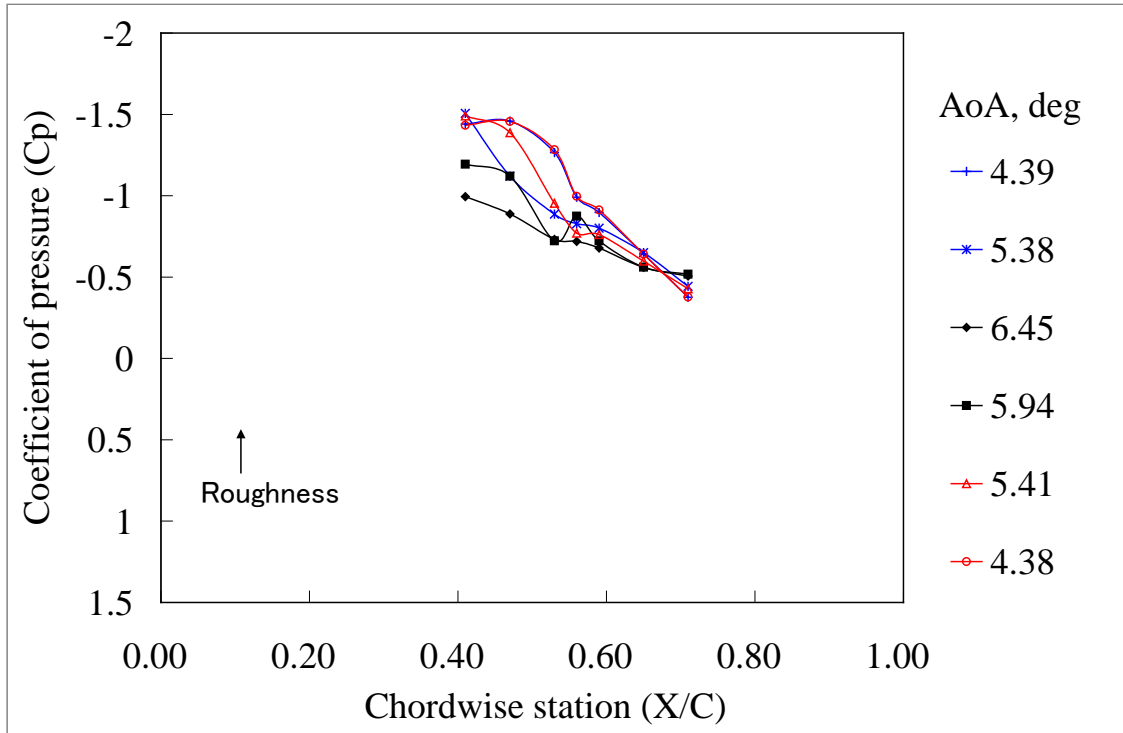
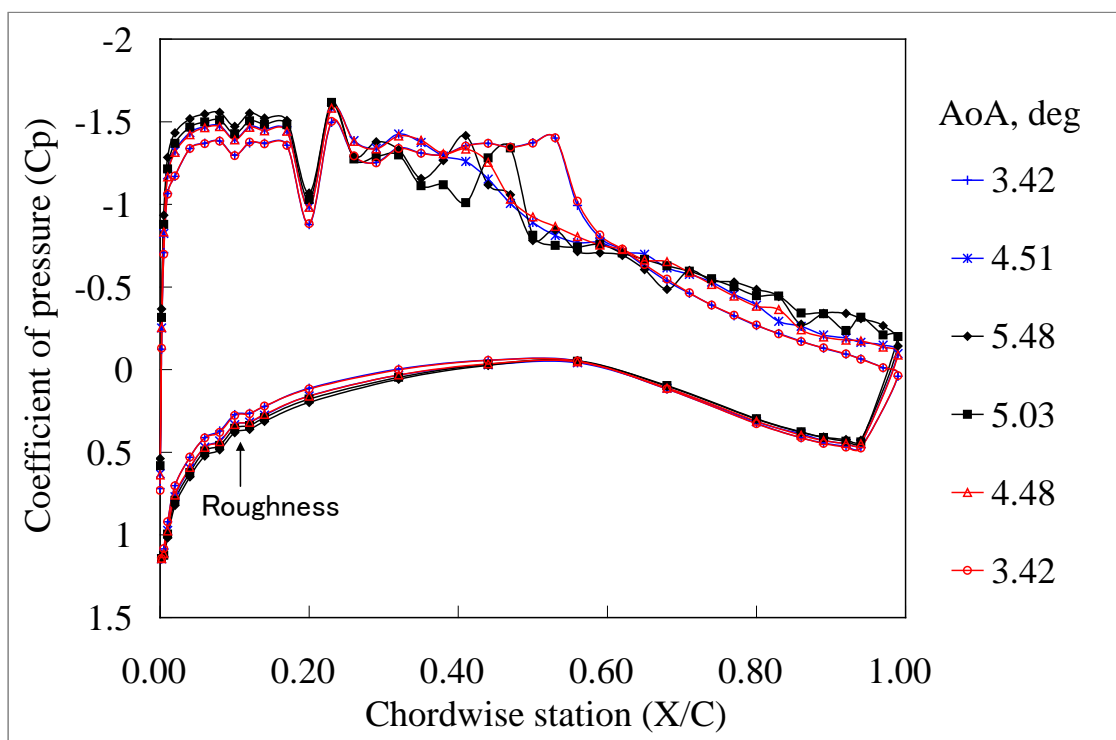


図 J-32 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 6deg-7deg-8deg-7.5deg-7deg-6deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M. (Ejector なし)

$H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.74$, Hysteresis
 $Y=0\text{mm}$



$X/C=0.94$

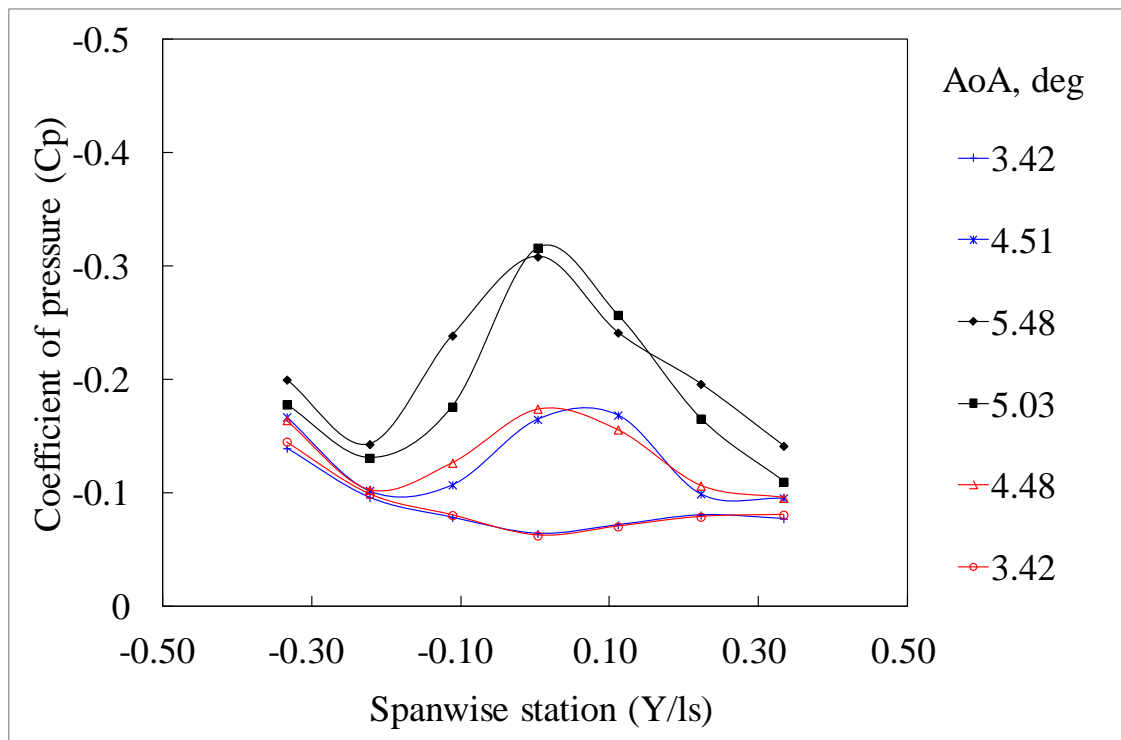
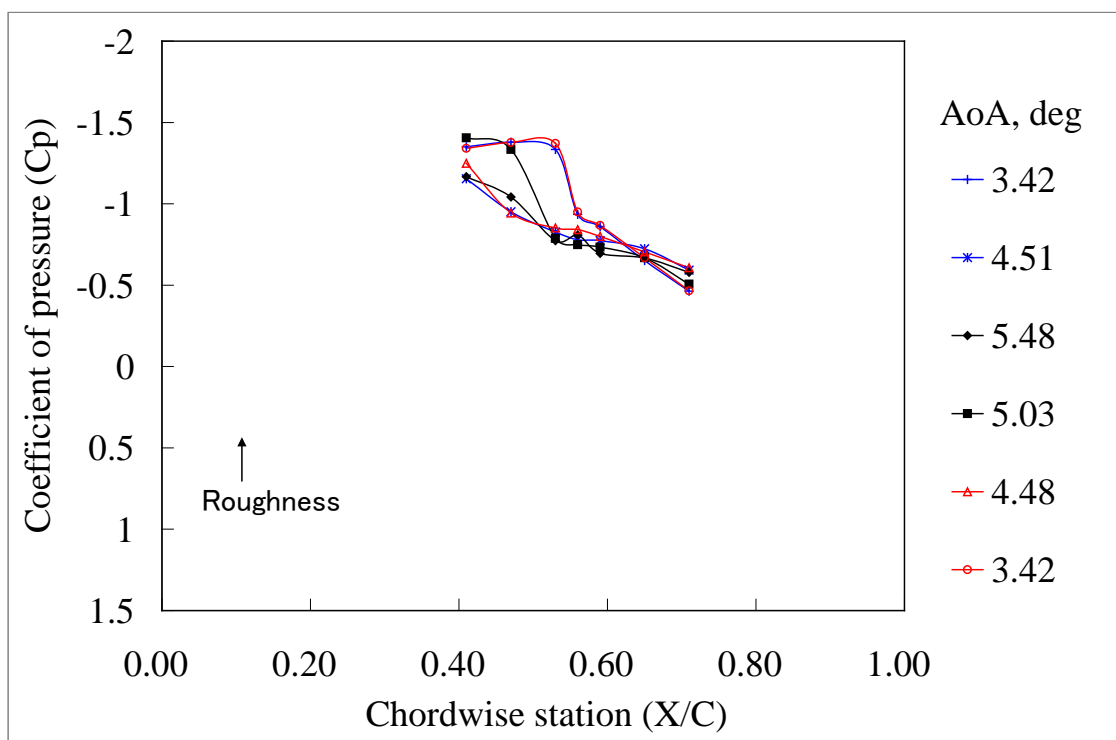


図 J-33 VG あり形態 ($H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $L_v=4.8\text{mm}$, $X_v/C=0.20$) の圧力係数 設定迎角 5deg-6deg-7deg-6.5deg-6deg-5deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. $M=0.74$, $Re=5M$. (Ejector なし)

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, AR=4, Re=5M, M=0.74, Hysteresis
Y=-5mm



Y=+5mm

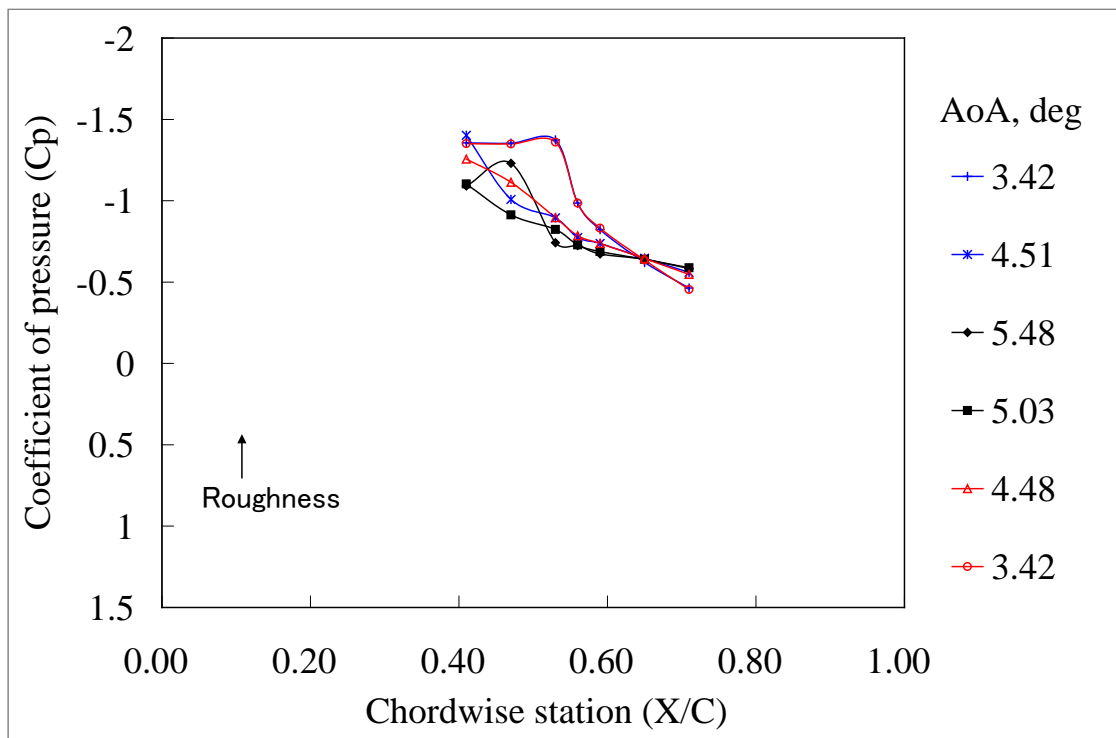
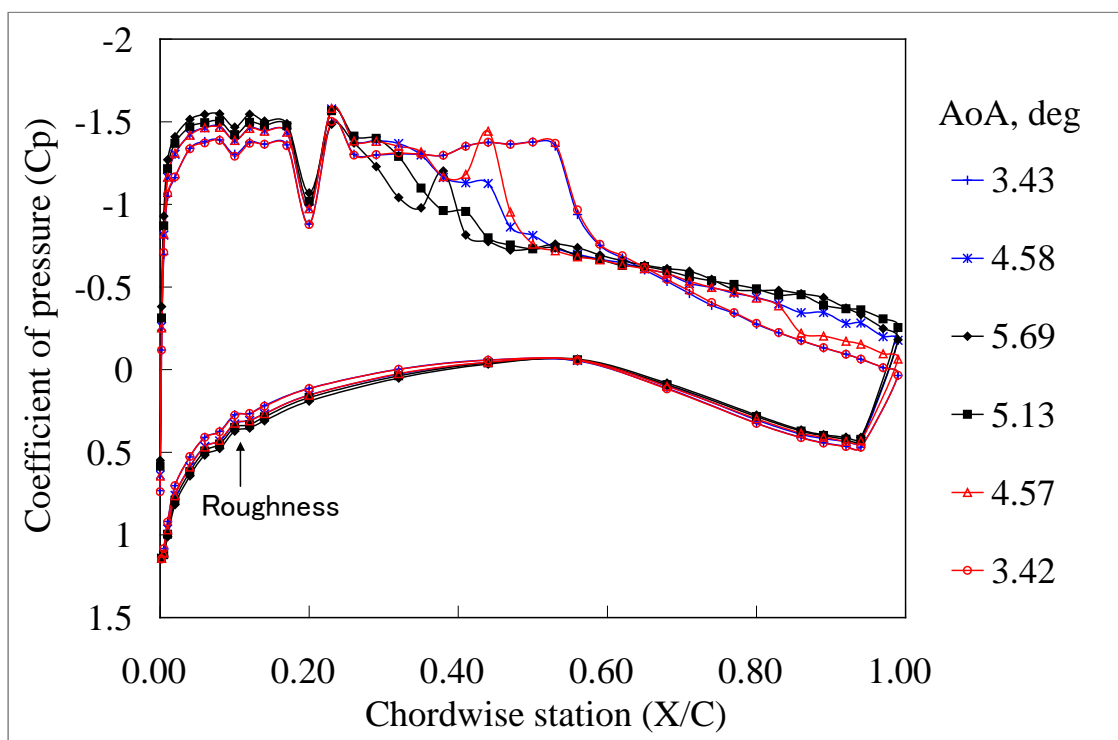


図 J-33 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-6deg-7deg-6.5deg-6deg-5deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M. (Ejector なし)

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=4, Re=5M, M=0.74, Hysteresis Y=0mm



X/C=0.94

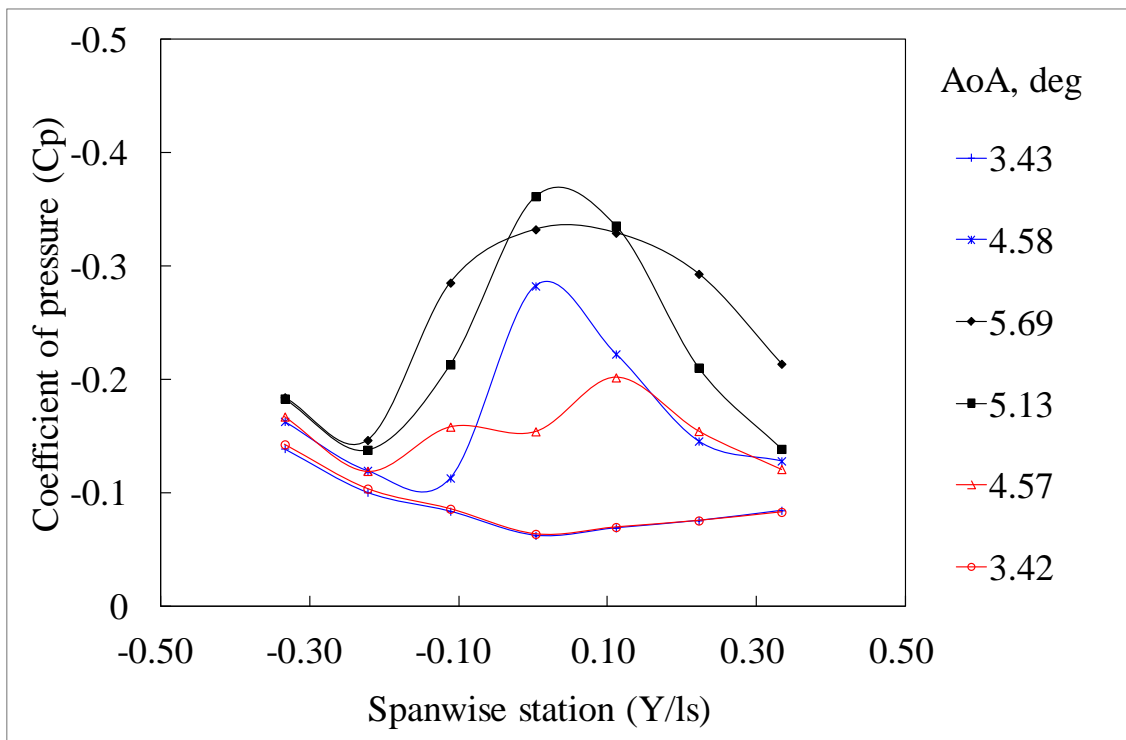
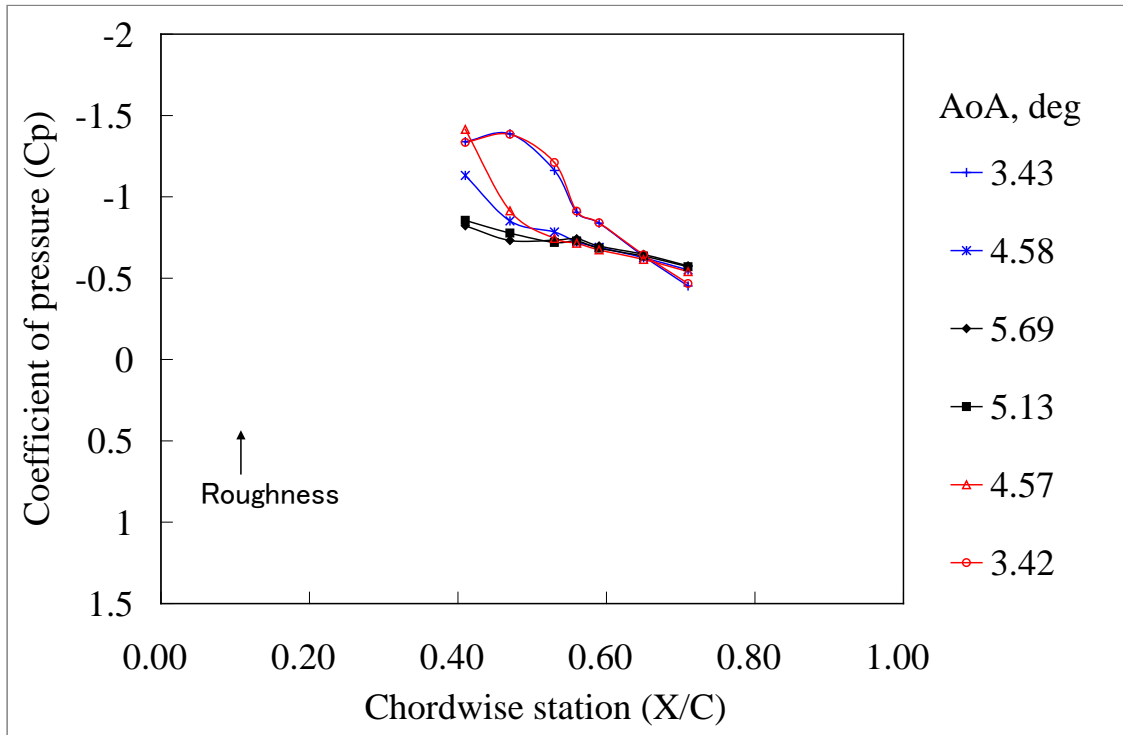


図 J-34 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 設定迎角 5deg-6deg-7deg-6.5deg-6deg-5deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M. (Ejector なし)

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, AR=4, Re=5M, M=0.74, Hysteresis
Y=-5mm



Y=+5mm

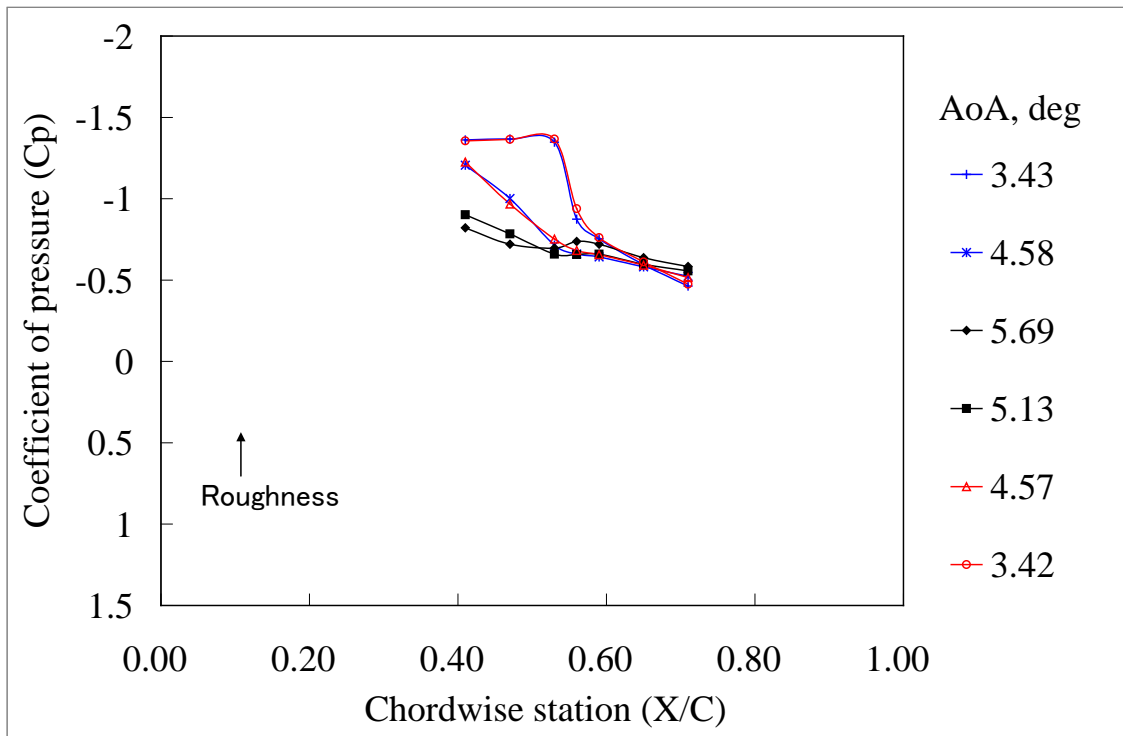
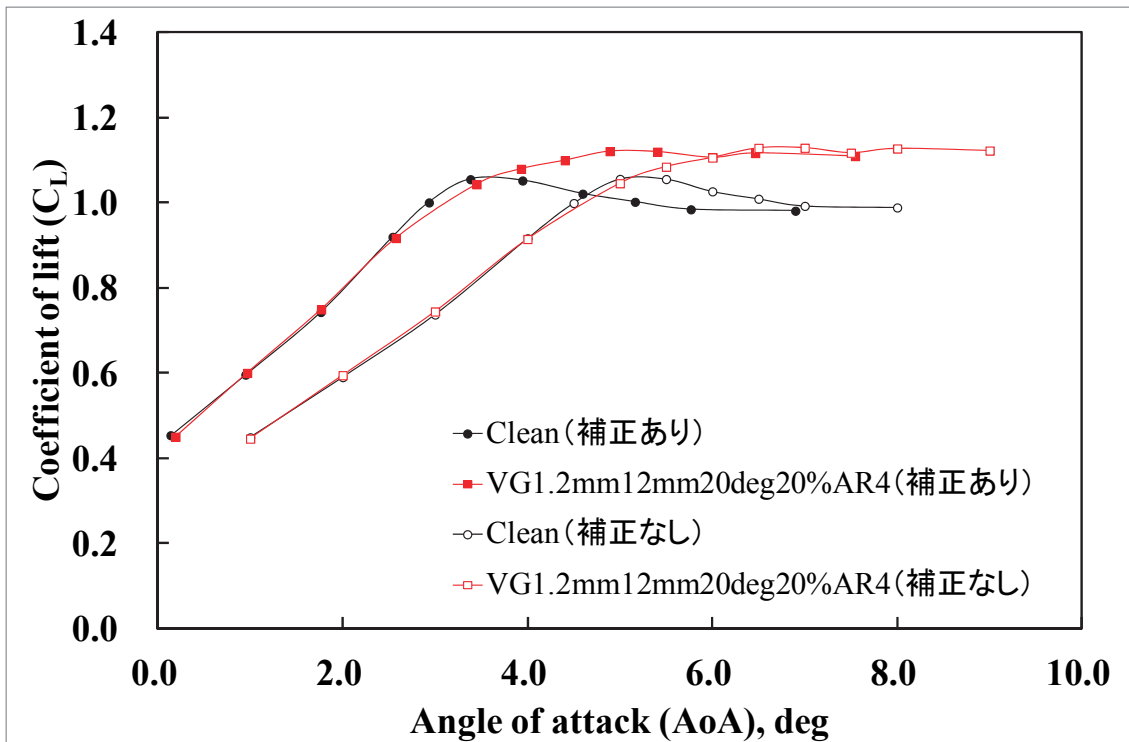
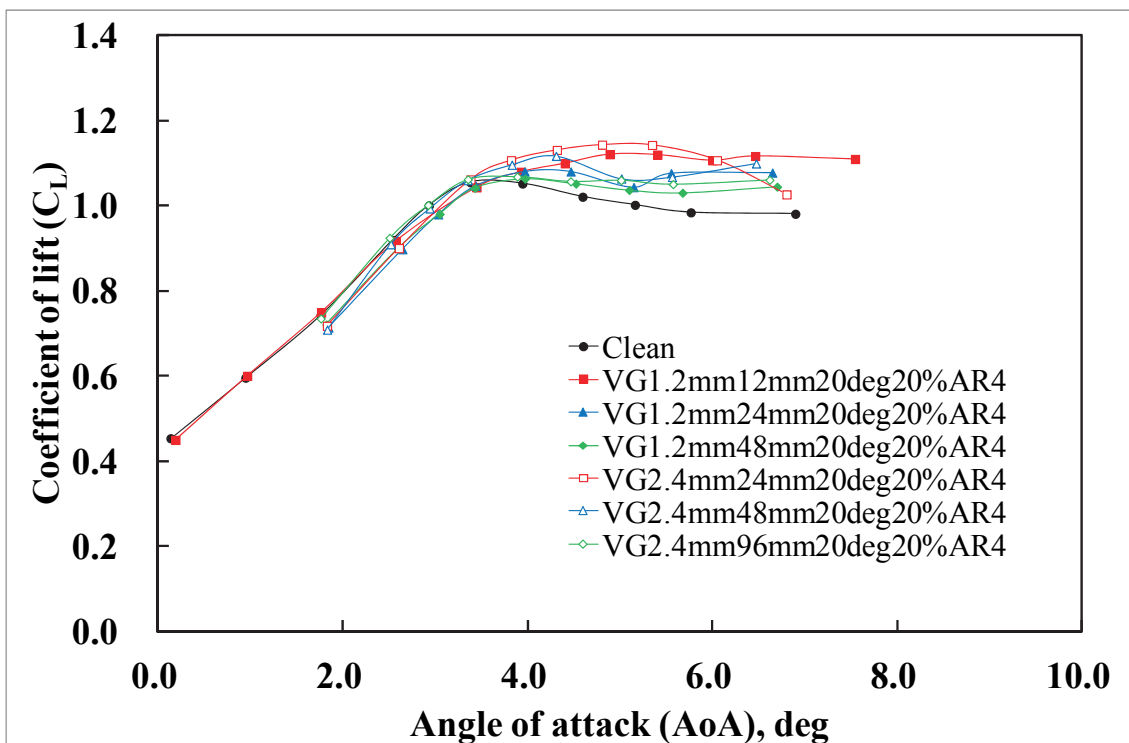


図 J-34 VG あり形態 (Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Lv=4.8mm, Xv/C=0.20) の圧力係数 (つづき) 設定迎角 5deg-6deg-7deg-6.5deg-6deg-5deg, ヒステリシスの調査. 図中の表記は壁干渉補正迎角. M=0.74, Re=5M. (Ejector なし)

Appendix (K) CRM2 次元翼模型の空力係数

図 K-1 VGなし形態(クリーン形態)の揚力係数 補正の有無を比較. $Re=5M$, $M=0.74$.図 K-2 VG高さの揚力係数への影響 (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

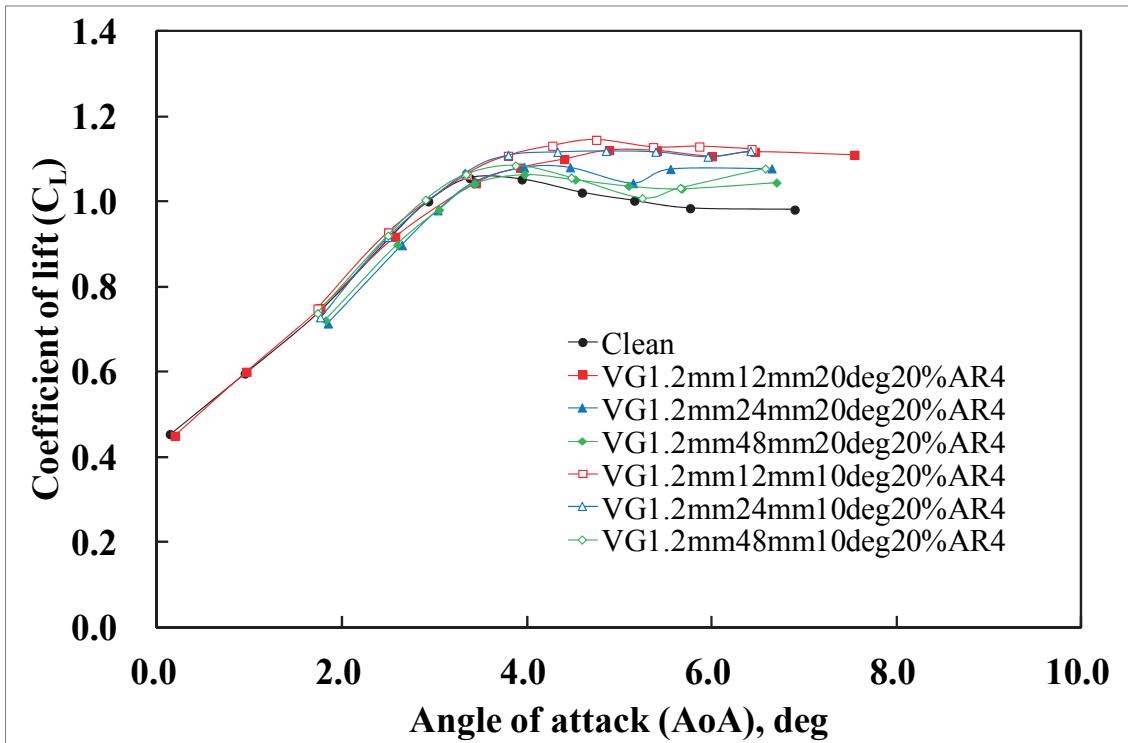


図 K-3 VG 取り付け角の揚力係数への影響 (10deg, 20deg) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

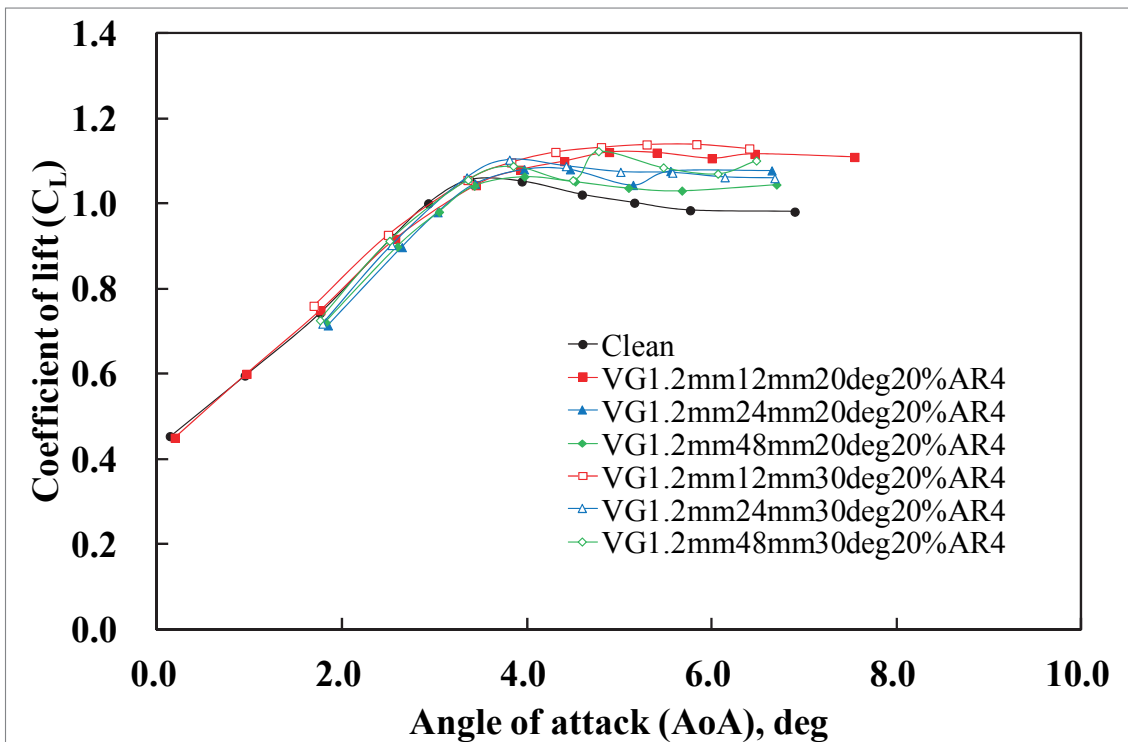


図 K-4 VG 取り付け角の揚力係数への影響 (20deg, 30deg) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

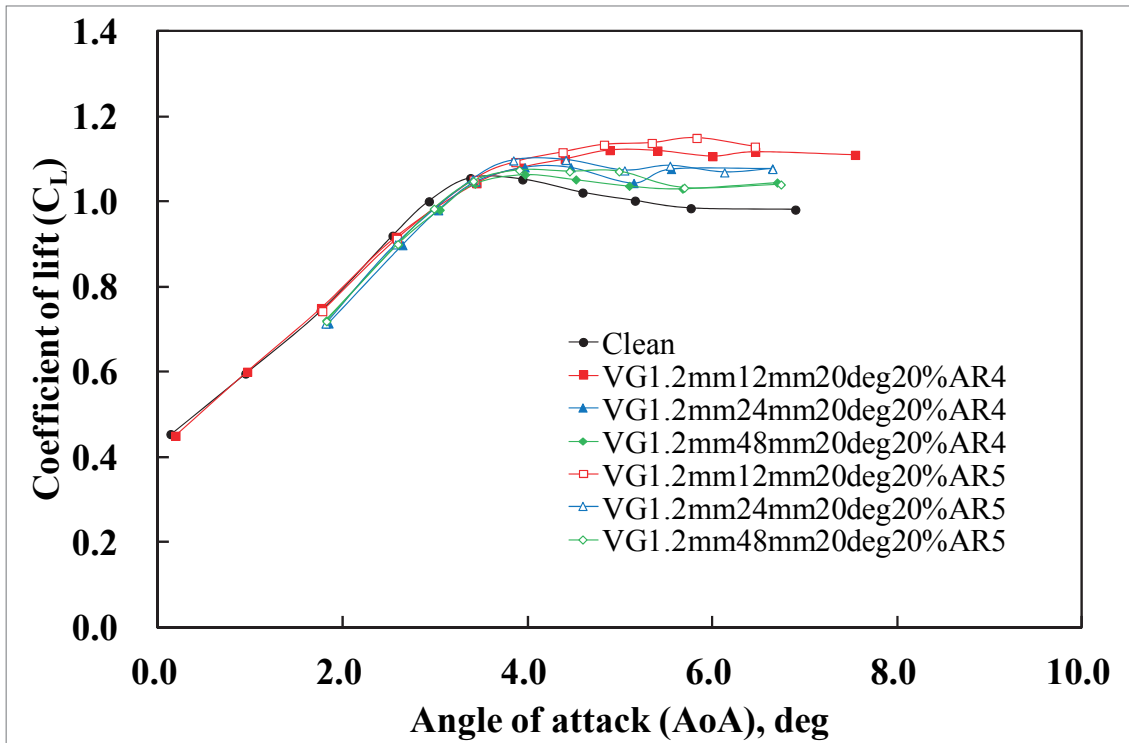


図 K-5 VG アスペクト比の揚力係数への影響 (AR=4, 5) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

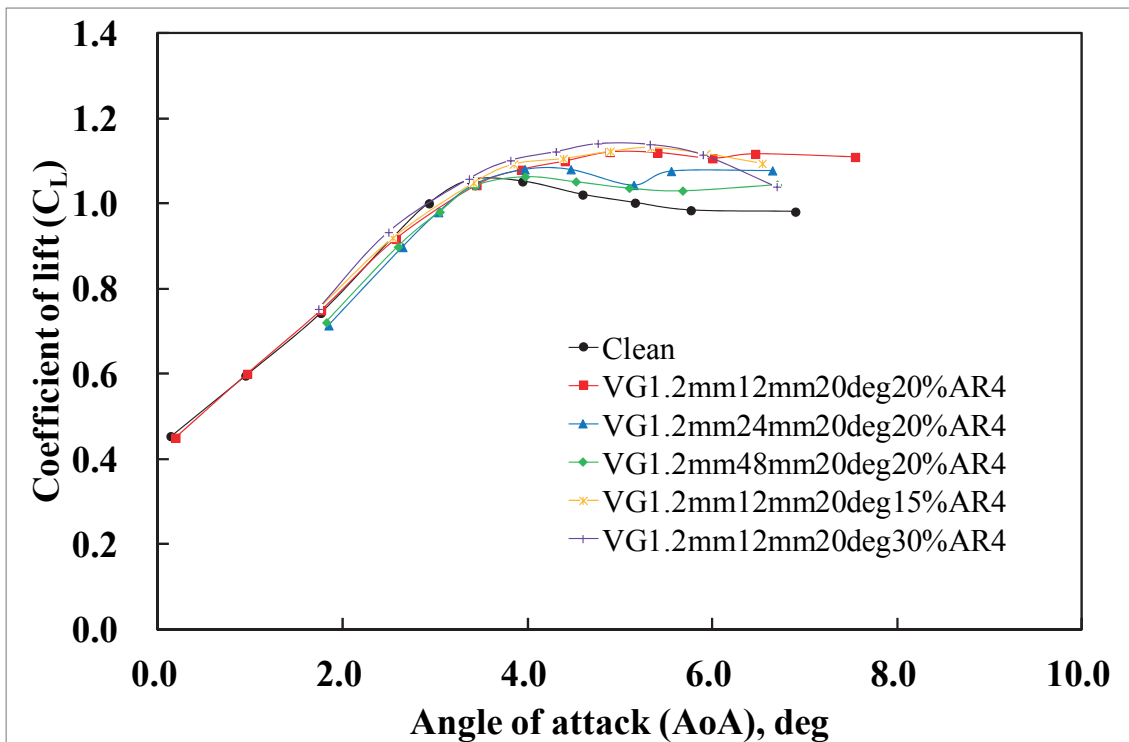


図 K-6 VG コード位置の揚力係数への影響 ($X_v/C=0.15, 0.2, 0.3$) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

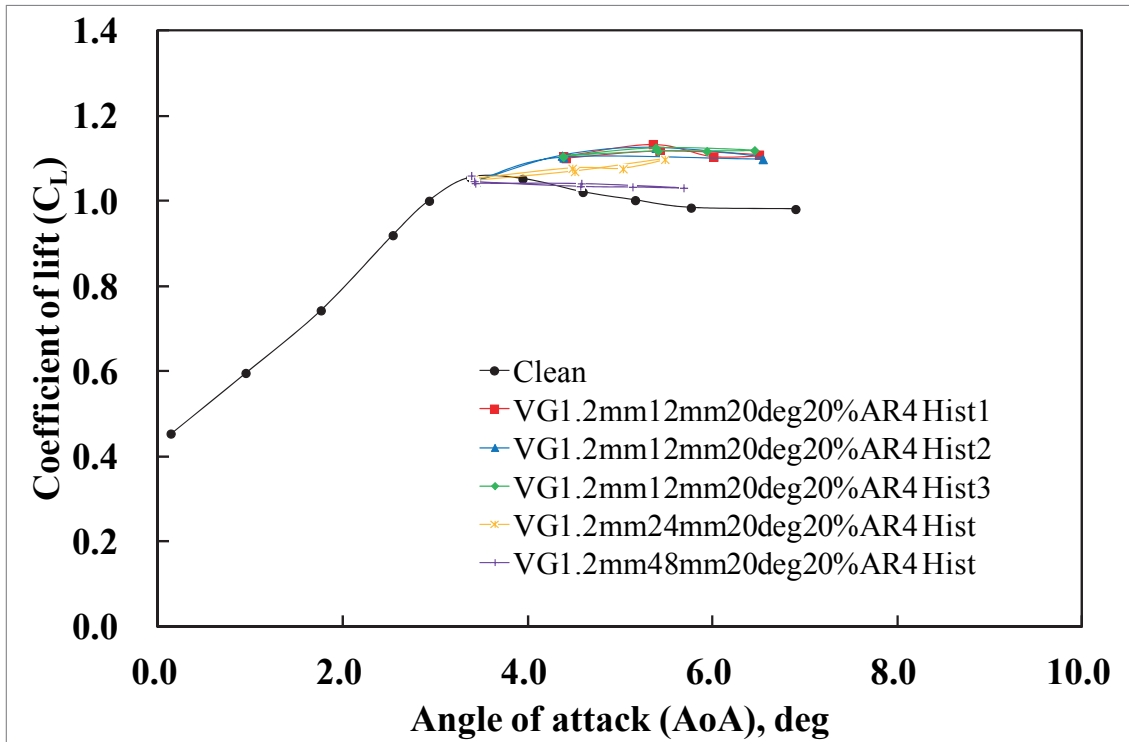


図 K-7 ヒステリシスの揚力係数への影響 (補正あり) Re=5M, M=0.74.

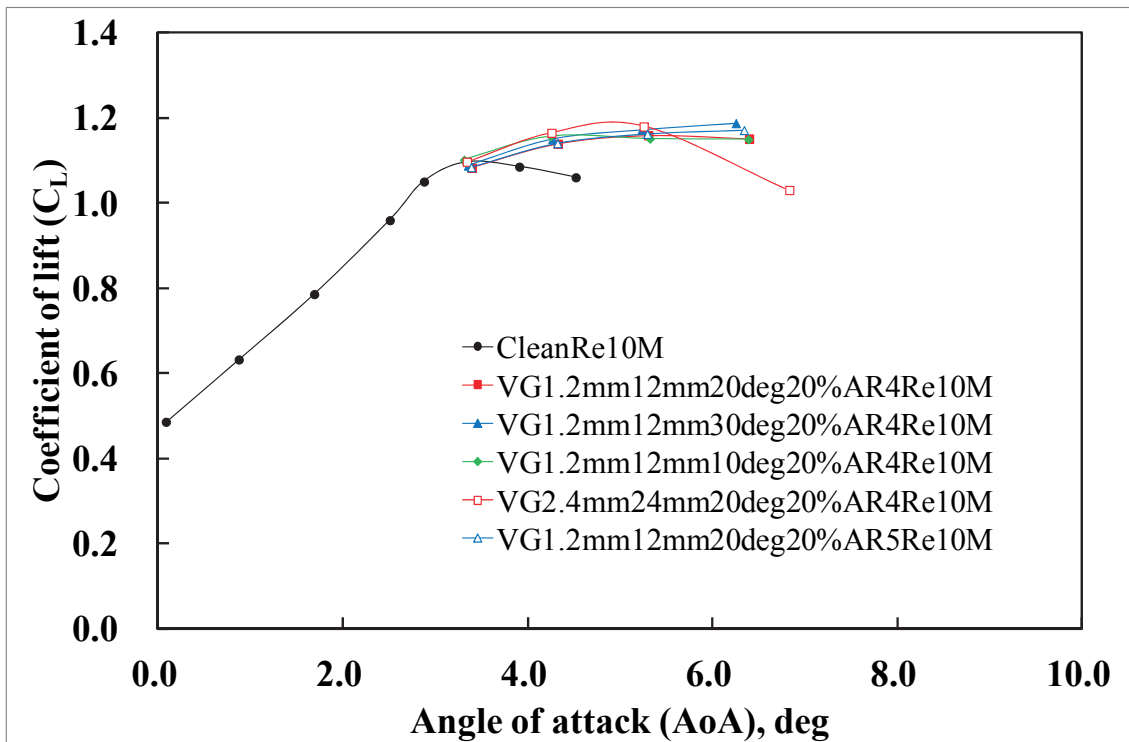


図 K-8 Re=10M の揚力係数 (補正あり) Re=10M, M=0.74.

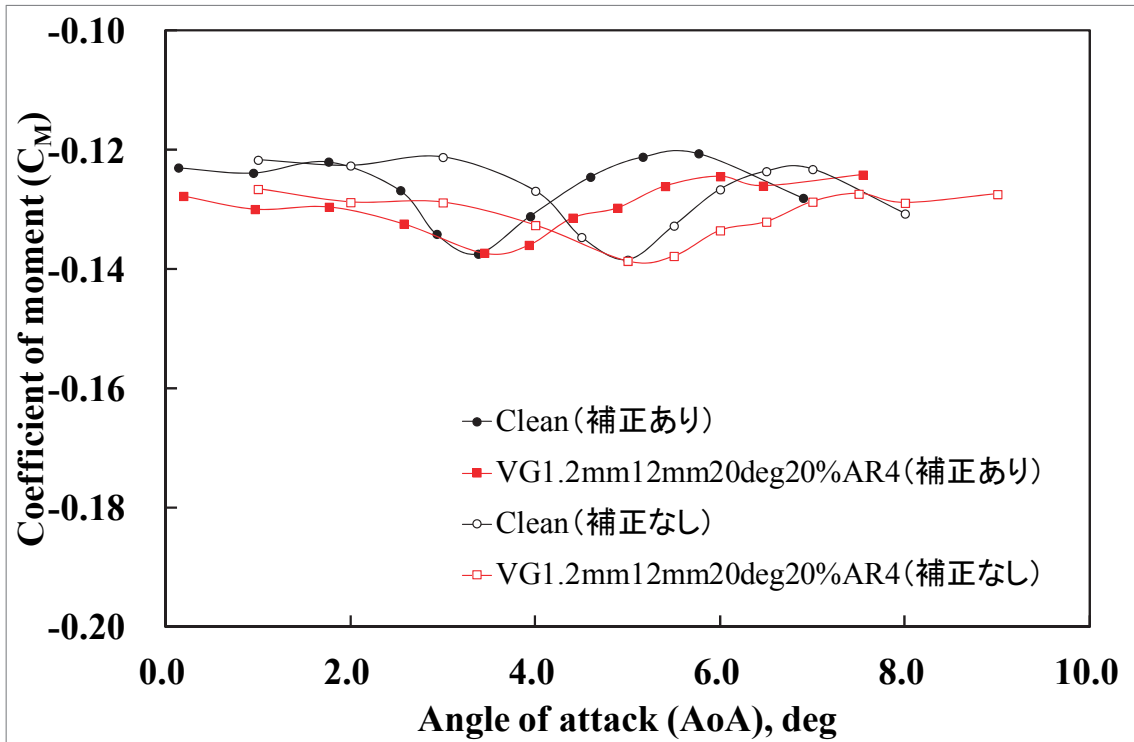


図 K-9 VG なし形態(クリーン形態)のモーメント 補正の有無を比較. $Re=5M$, $M=0.74$.

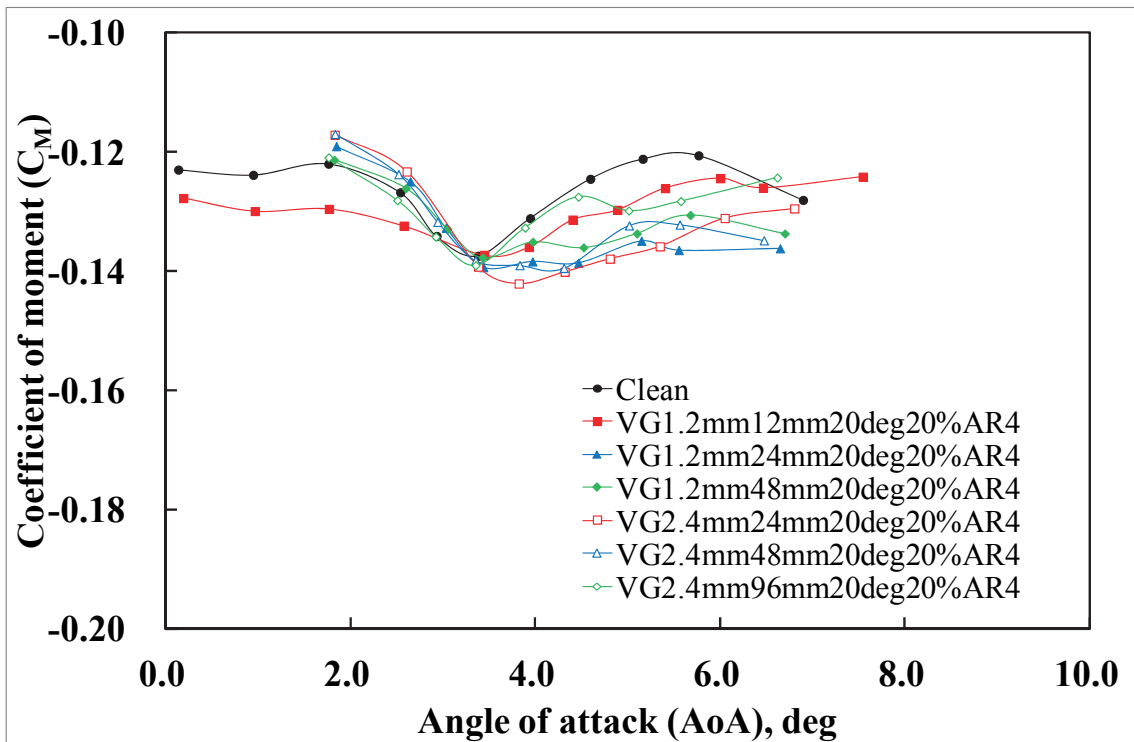


図 K-10 VG 高さのモーメントへの影響 (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

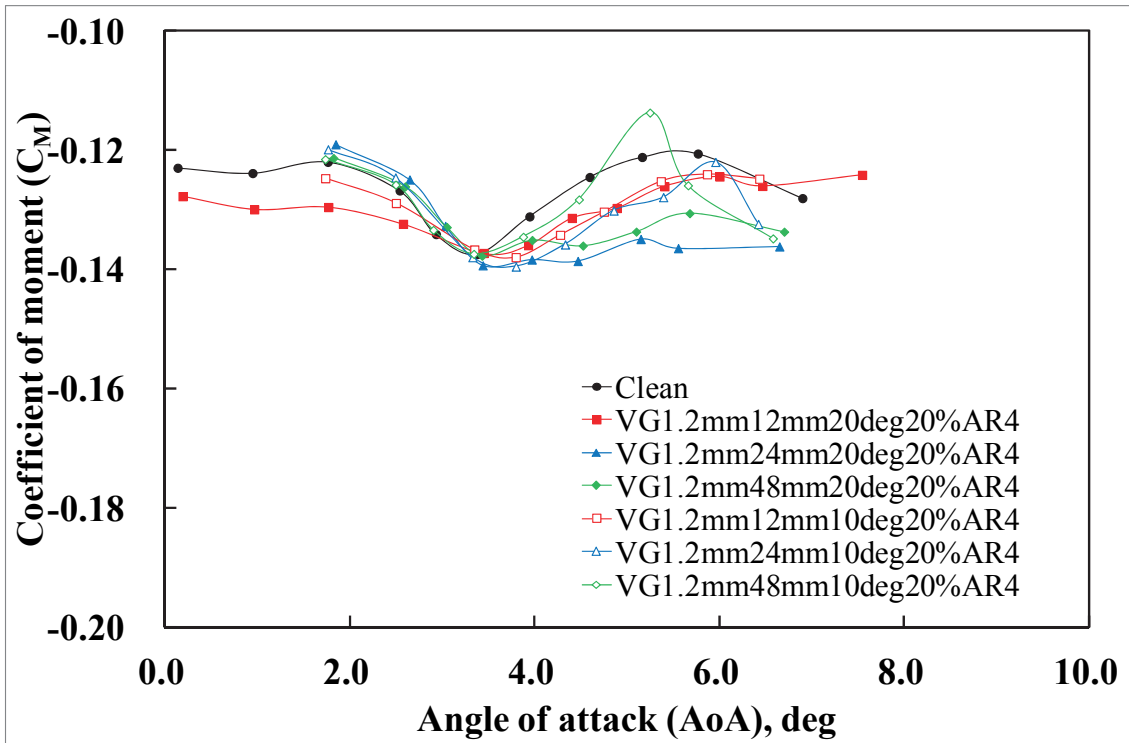


図 K-11 VG 取り付け角のモーメントへの影響 (10deg, 20deg) (補正あり) Re=5M, M=0.74.

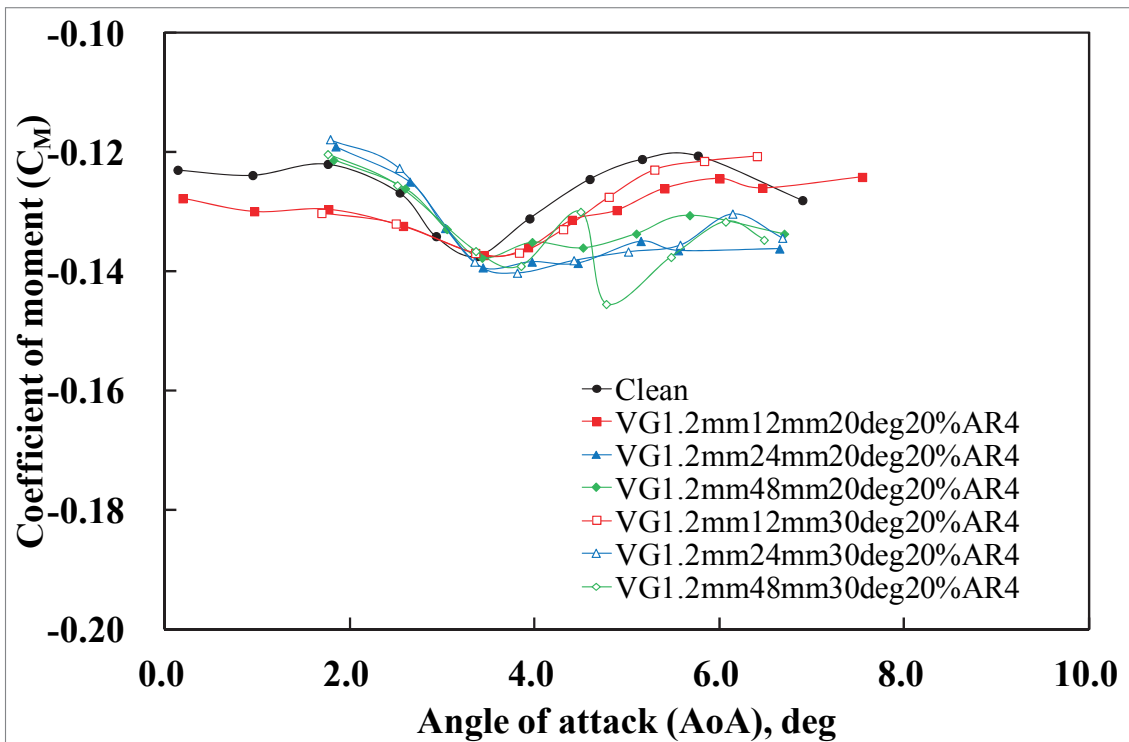


図 K-12 VG 取り付け角のモーメントへの影響 (20deg, 30deg) (補正あり) Re=5M, M=0.74.

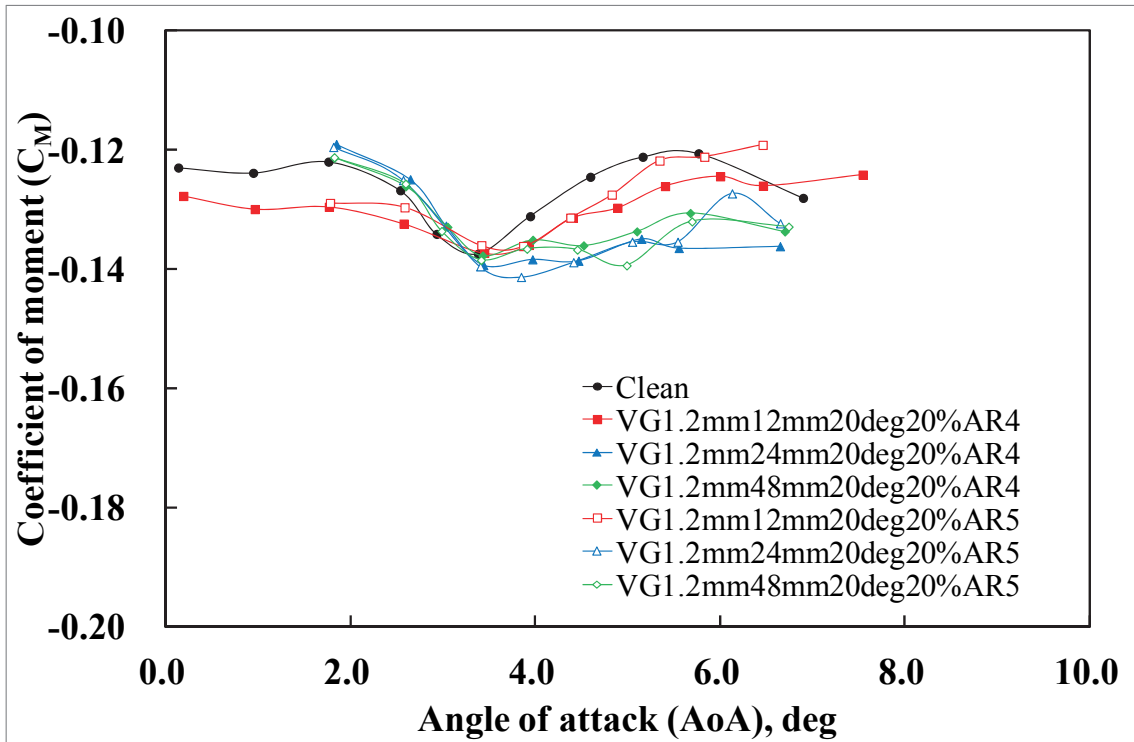


図 K-13 VG アスペクト比のモーメントへの影響 (AR=4, 5) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

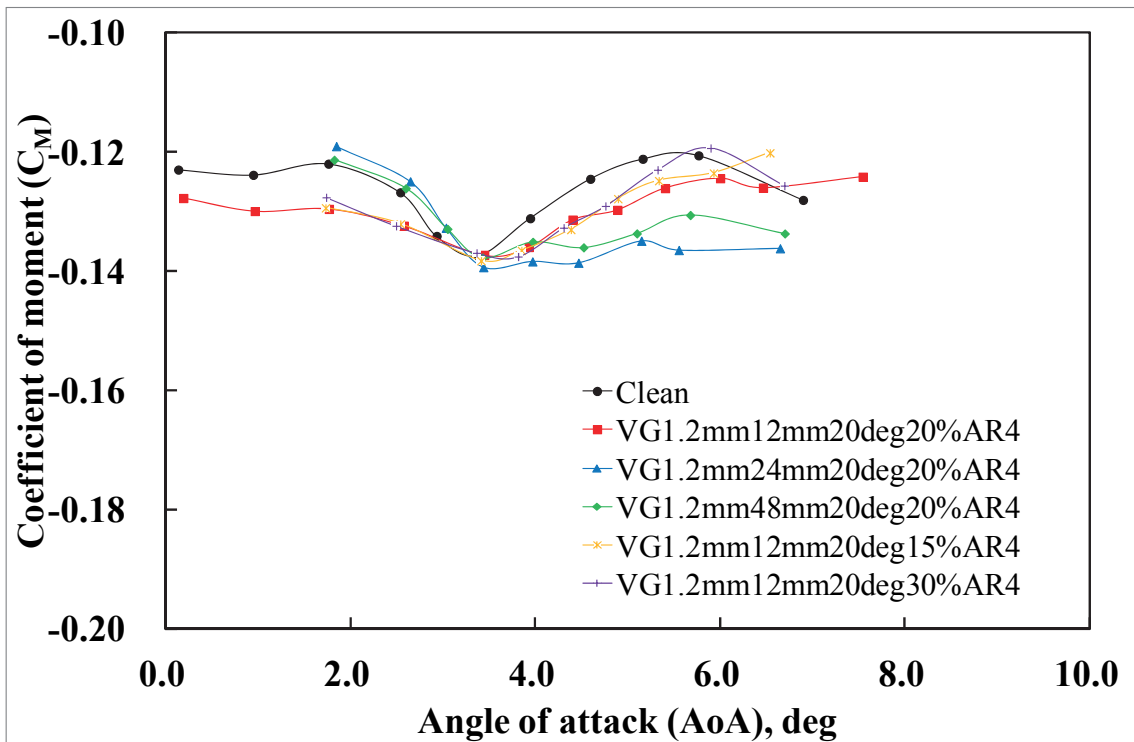


図 K-14 VG コード位置のモーメントへの影響 ($Xv/C=0.15, 0.2, 0.3$) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

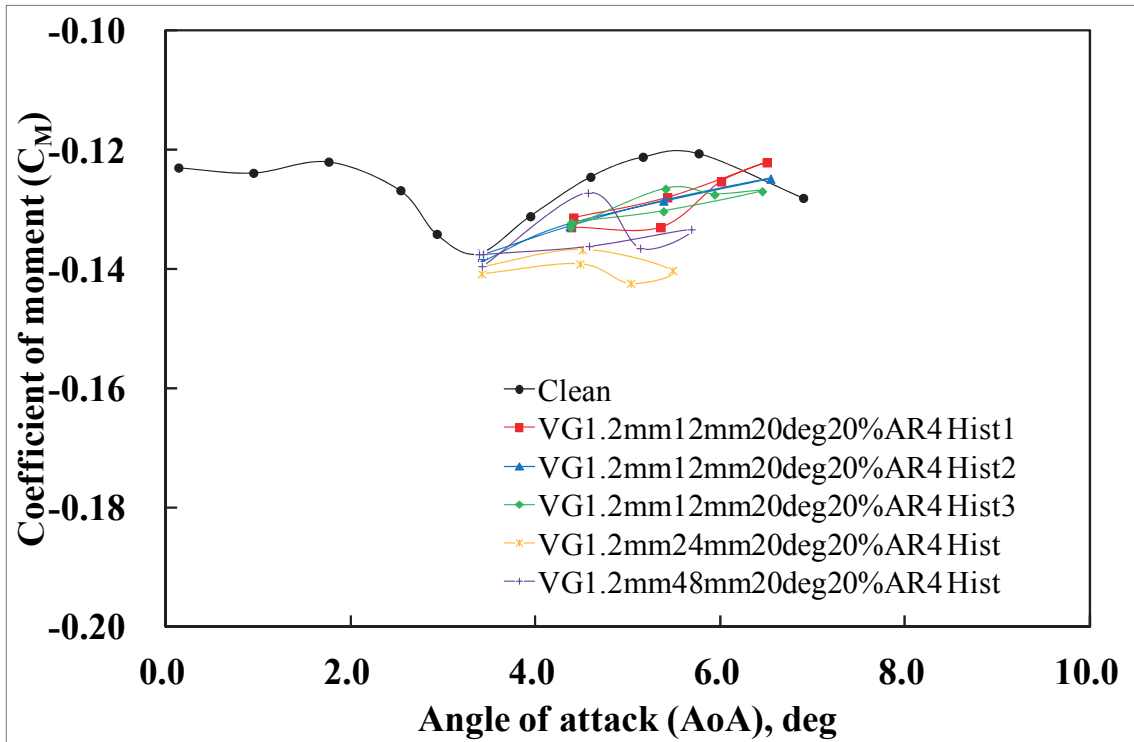


図 K-15 ヒステリシスのモーメントへの影響 (補正あり) Re=5M, M=0.74.

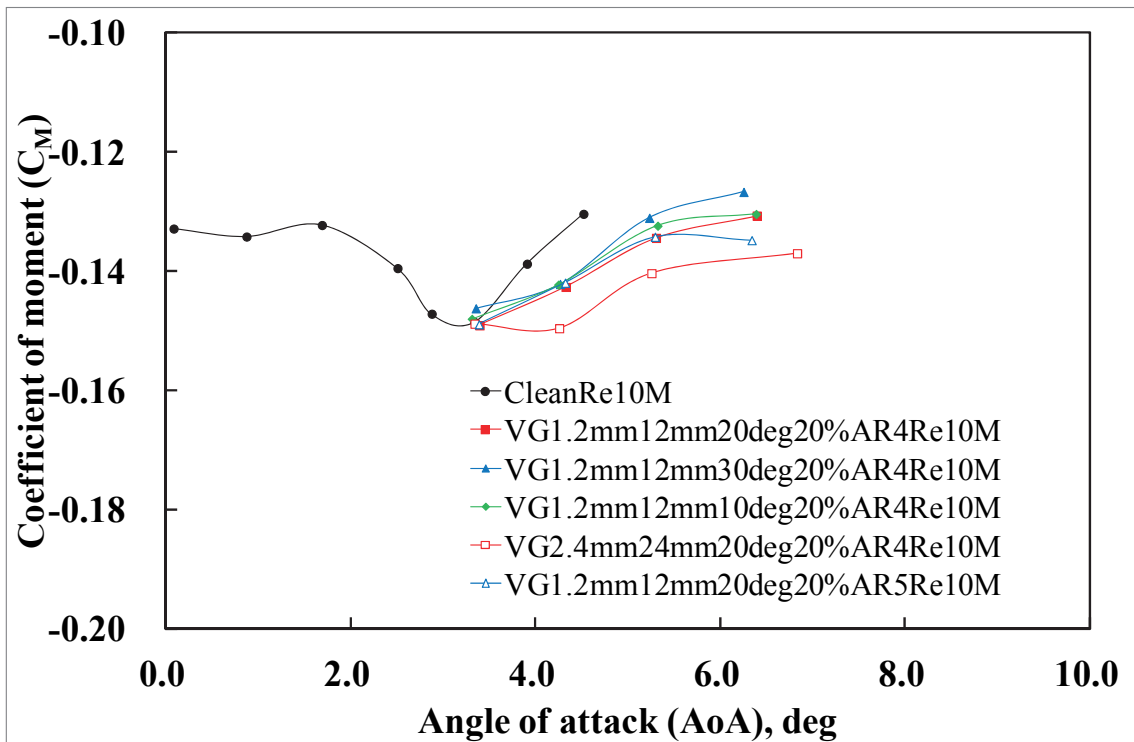


図 K-16 Re=10M のモーメント (補正あり) Re=10M, M=0.74.

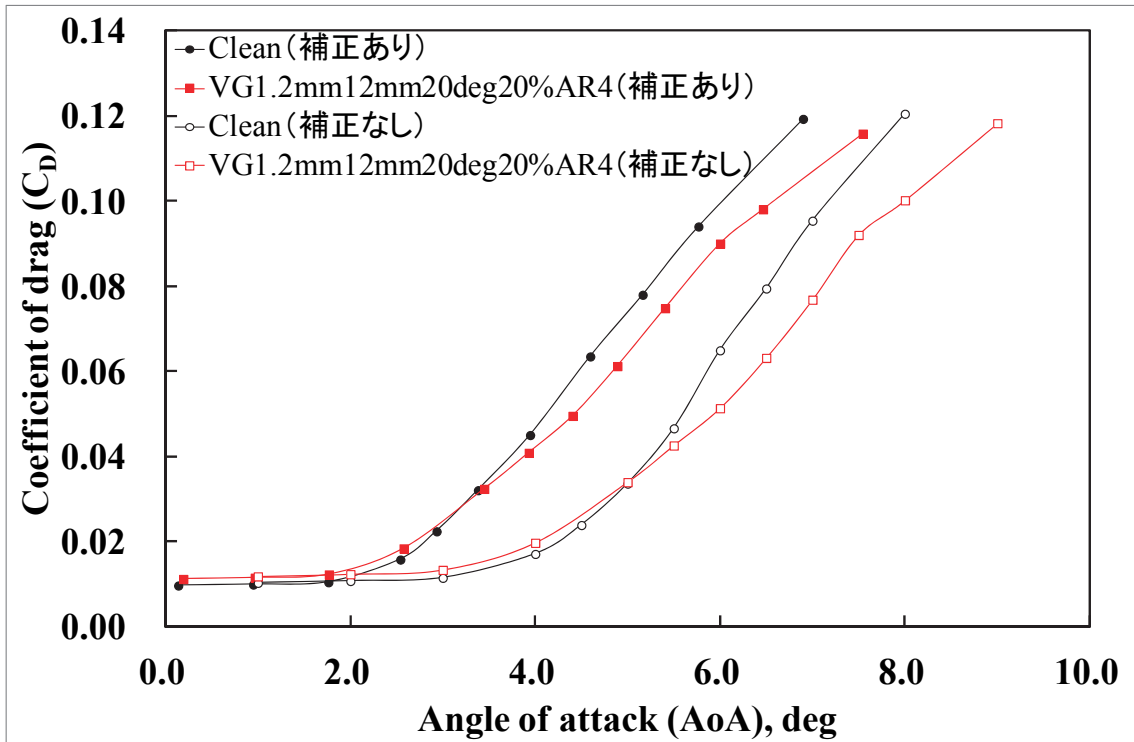


図 K-17 VG なし形態(クリーン形態)の抗力係数 補正の有無を比較. $Re=5M$, $M=0.74$.

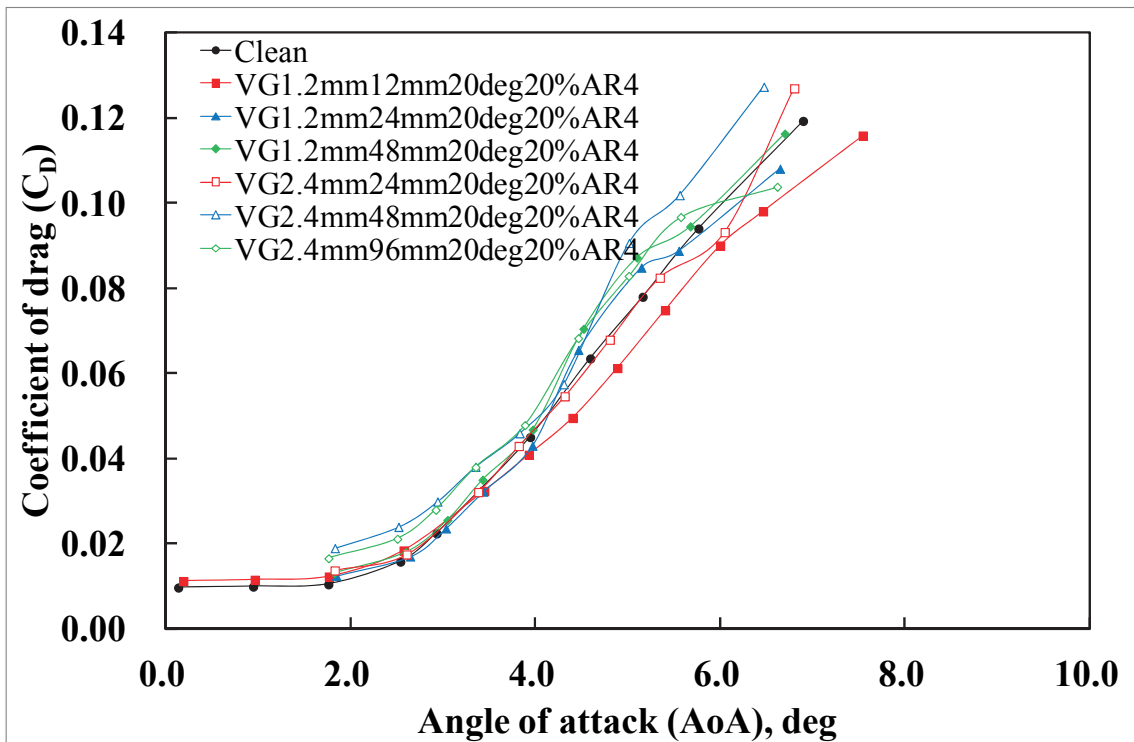


図 K-18 VG 高さの抗力係数への影響 (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

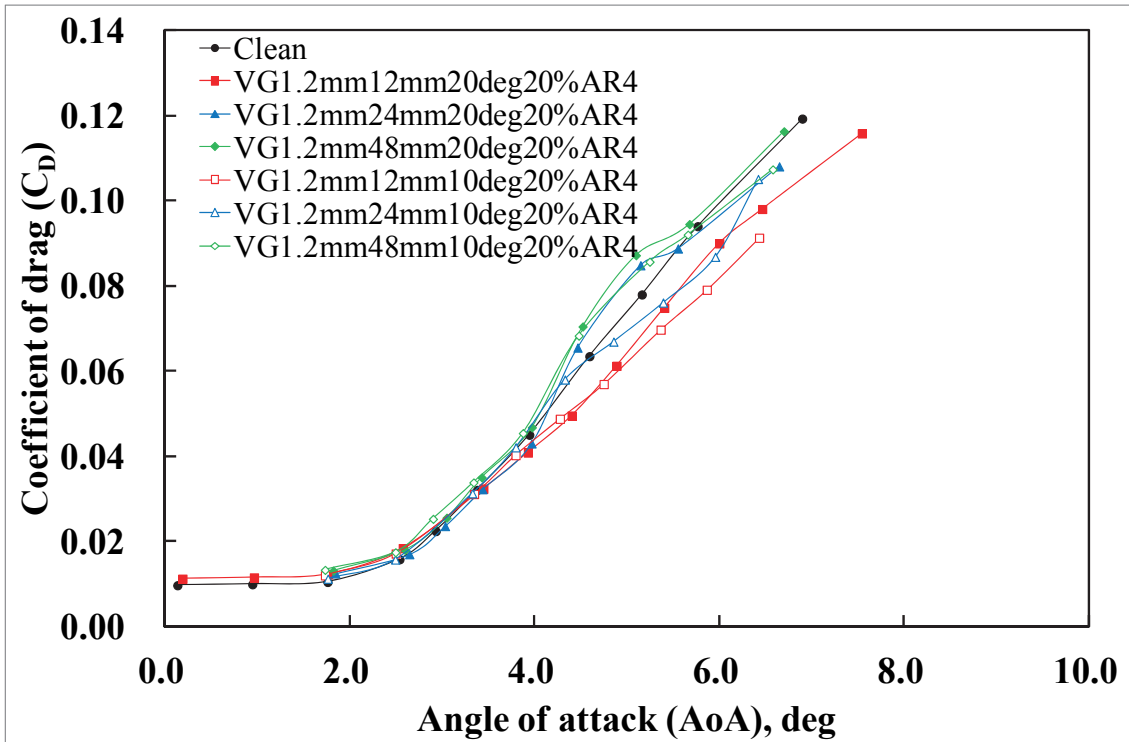


図 K-19 VG 取り付け角の抗力係数への影響 (10deg, 20deg) (補正あり) Re=5M, M=0.74.

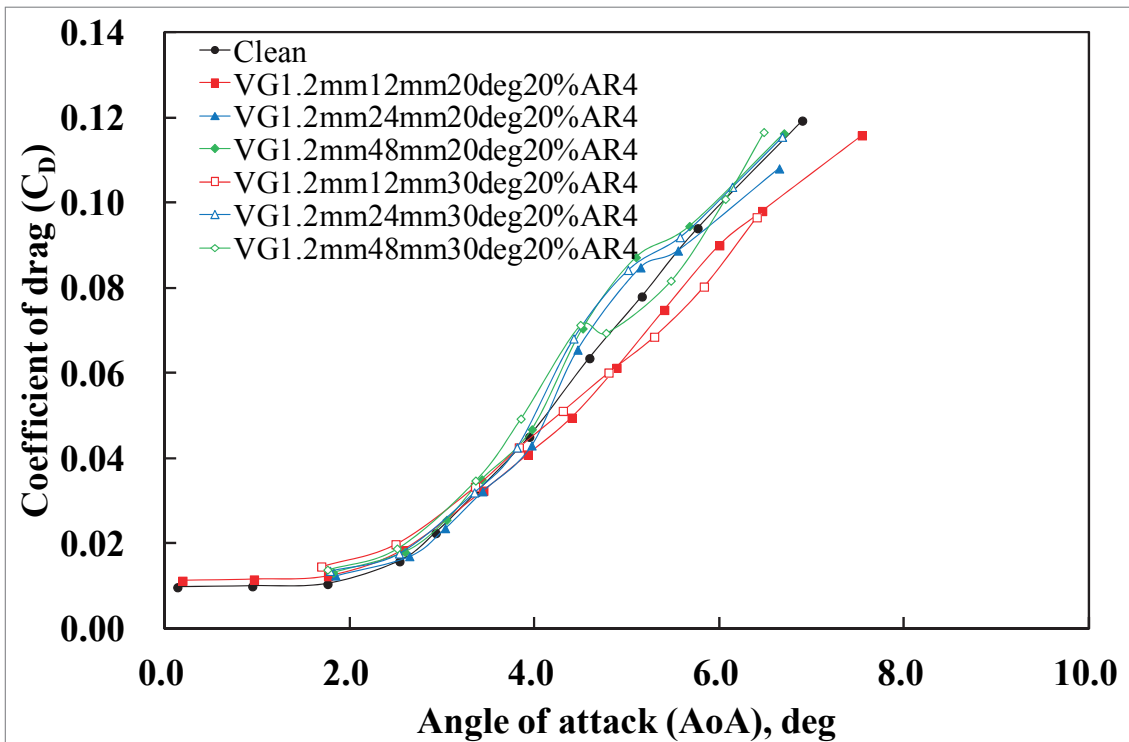


図 K-20 VG 取り付け角の抗力係数への影響 (20deg, 30deg) (補正あり) Re=5M, M=0.74.

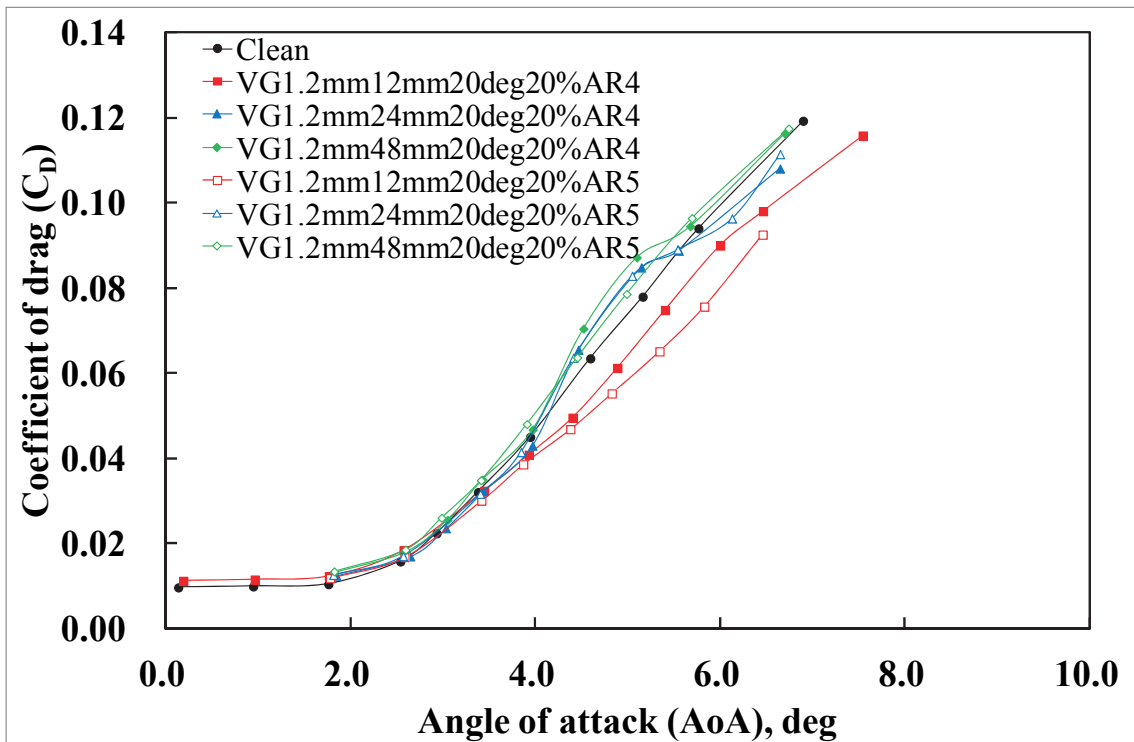


図 K-21 VG アスペクト比の抗力係数への影響 (AR=4, 5) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

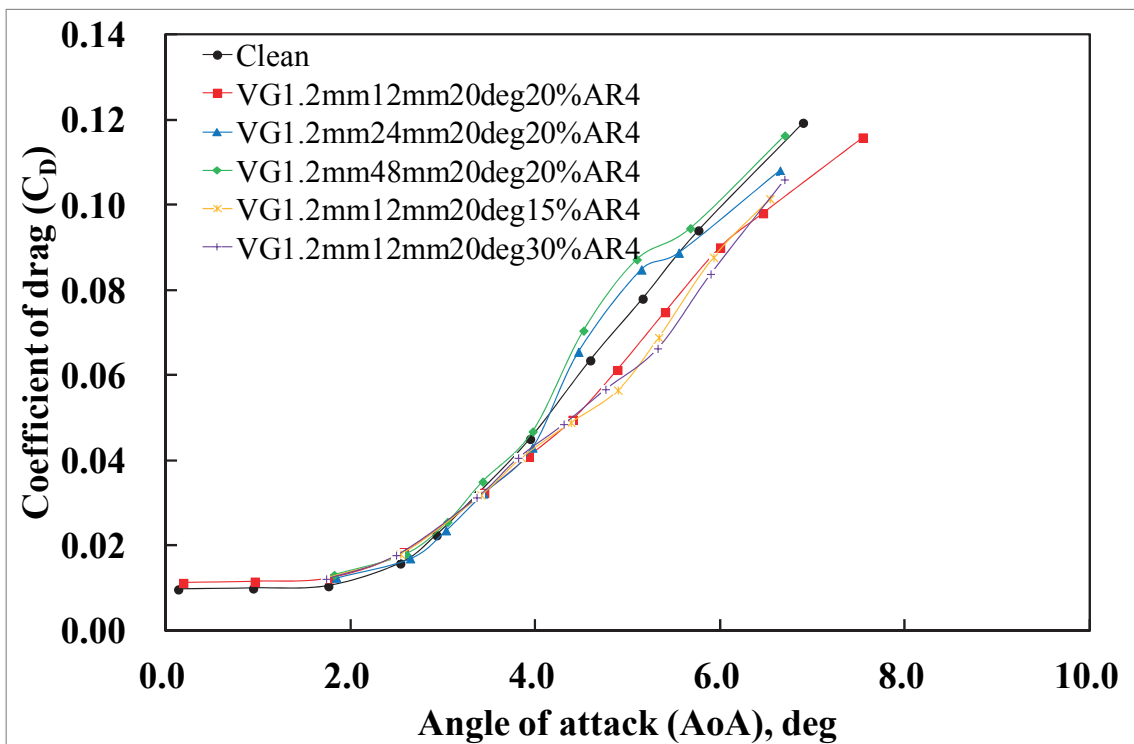


図 K-22 VG コード位置の抗力係数への影響 ($Xv/C=0.15, 0.2, 0.3$) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

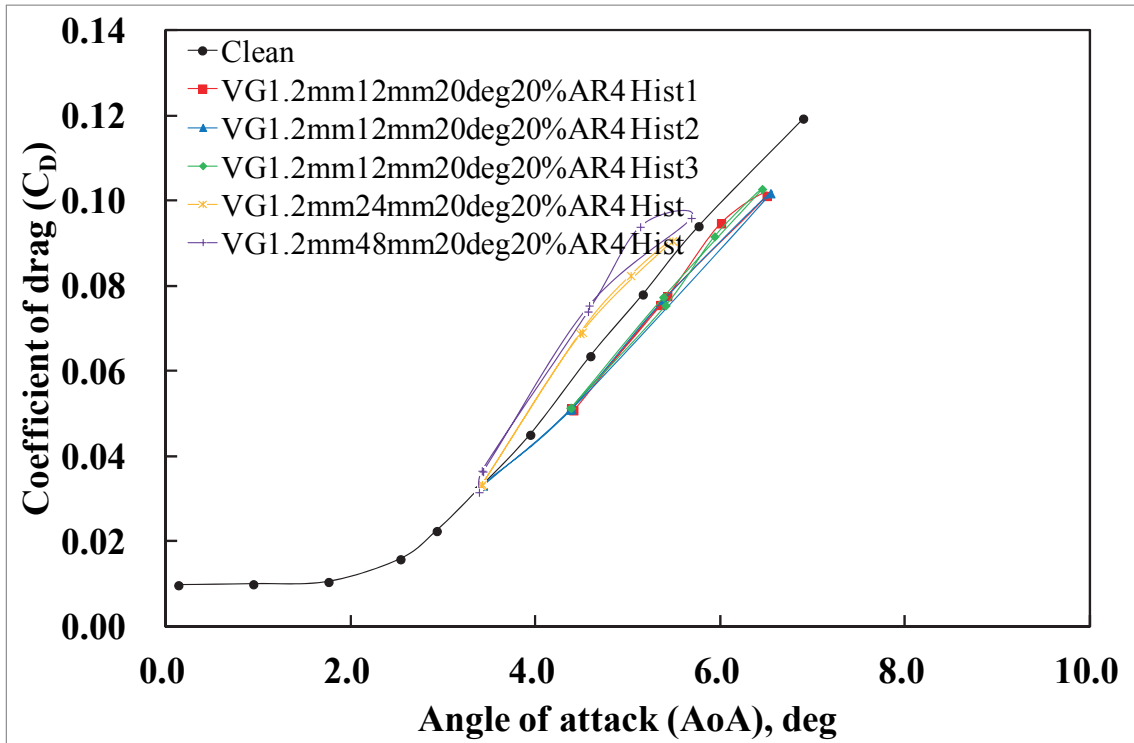


図 K-23 ヒステリシスの抗力係数への影響 (補正あり) Re=5M, M=0.74.

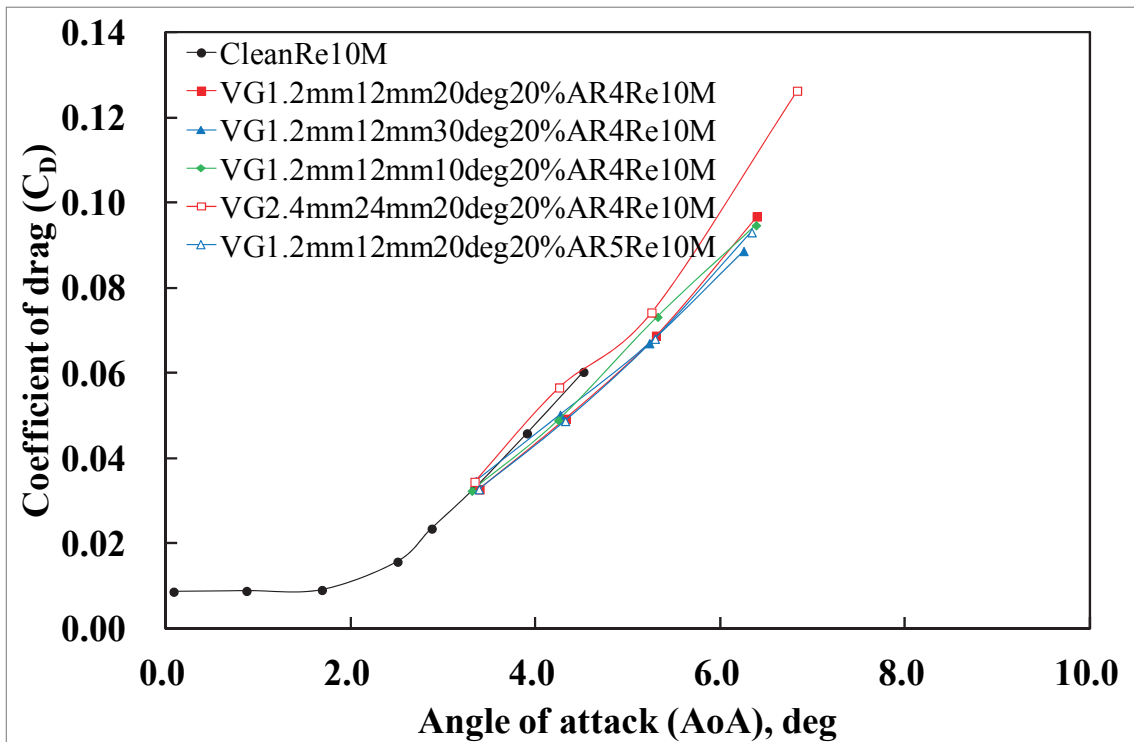


図 K-24 Re=10M の抗力係数 (補正あり) Re=10M, M=0.74.

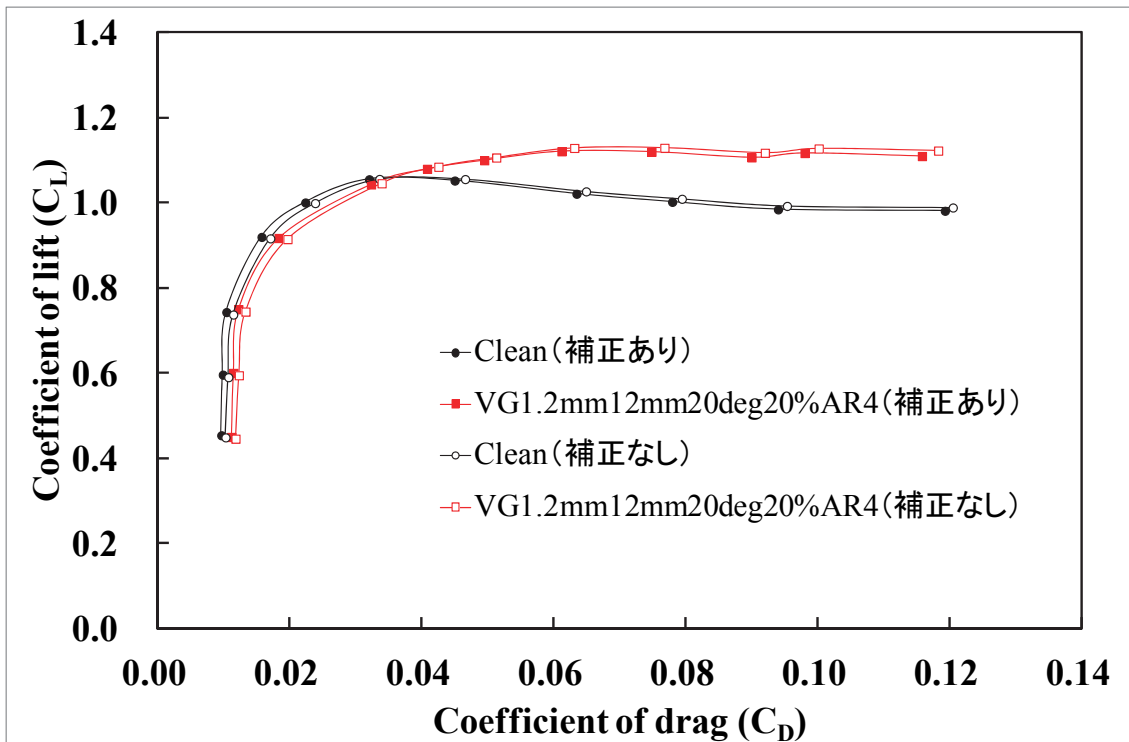


図 K-25 VG なし形態(クリーン形態)の抗力-揚力 補正の有無を比較. $Re=5M$, $M=0.74$.

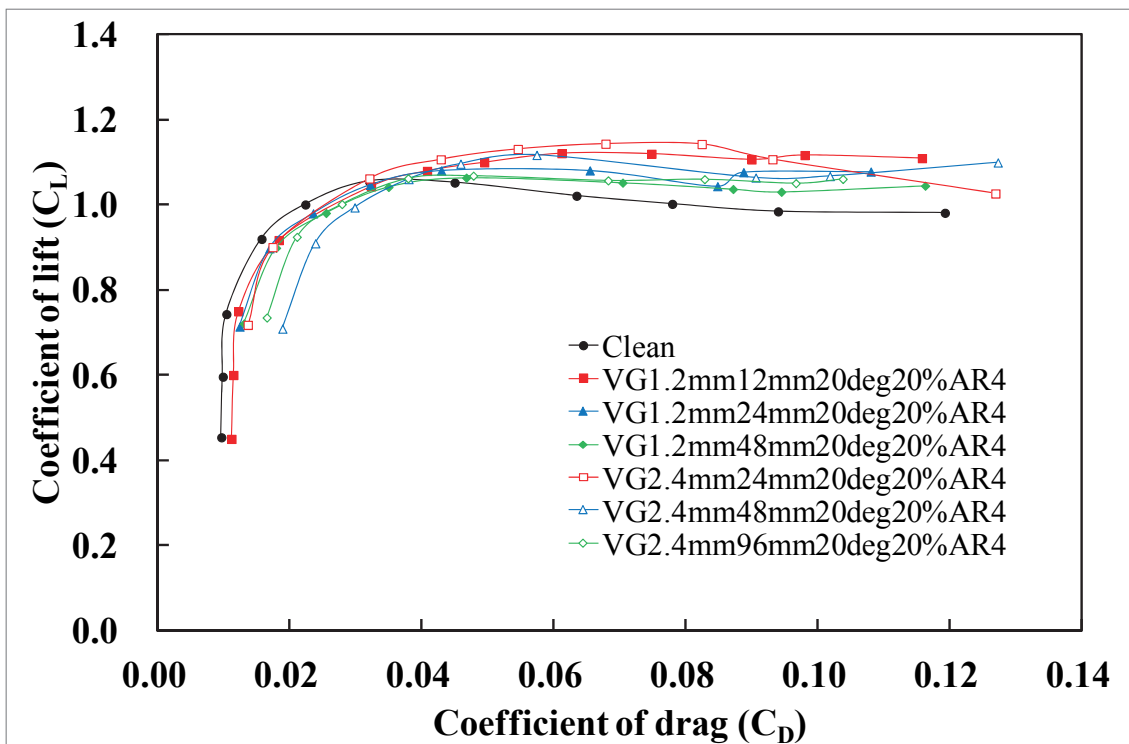


図 K-26 VG 高さの抗力-揚力への影響 (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

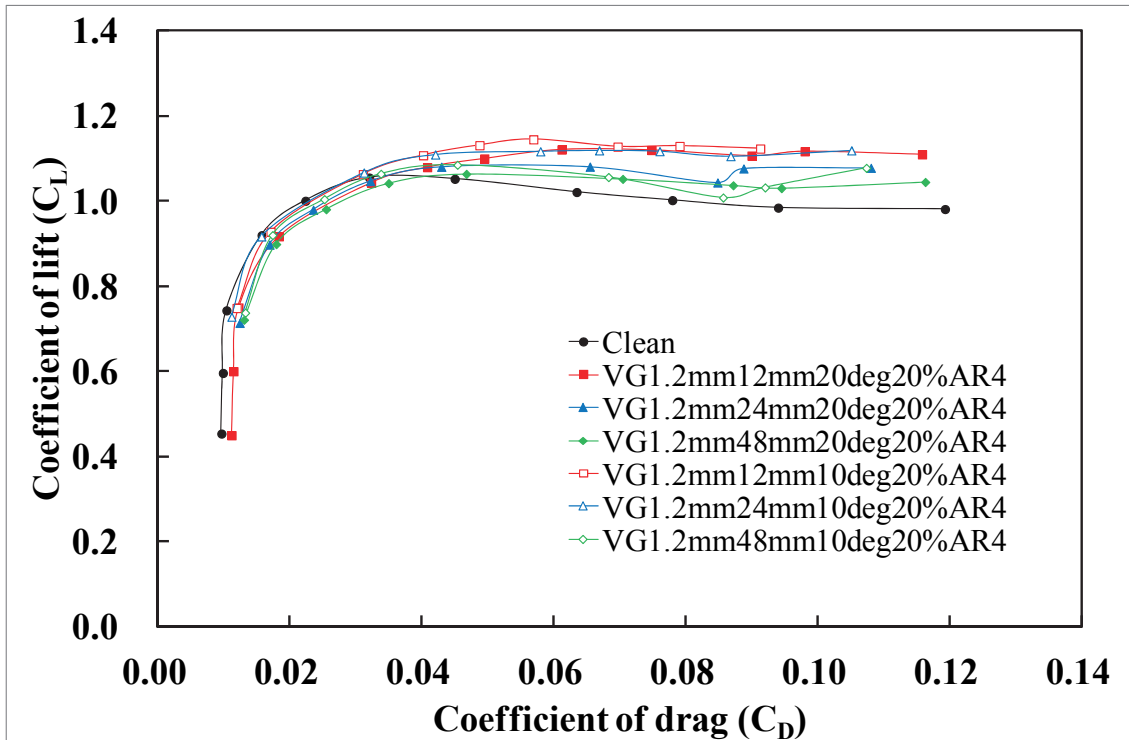


図 K-27 VG 取り付け角の抗力-揚力への影響 (10deg, 20deg) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

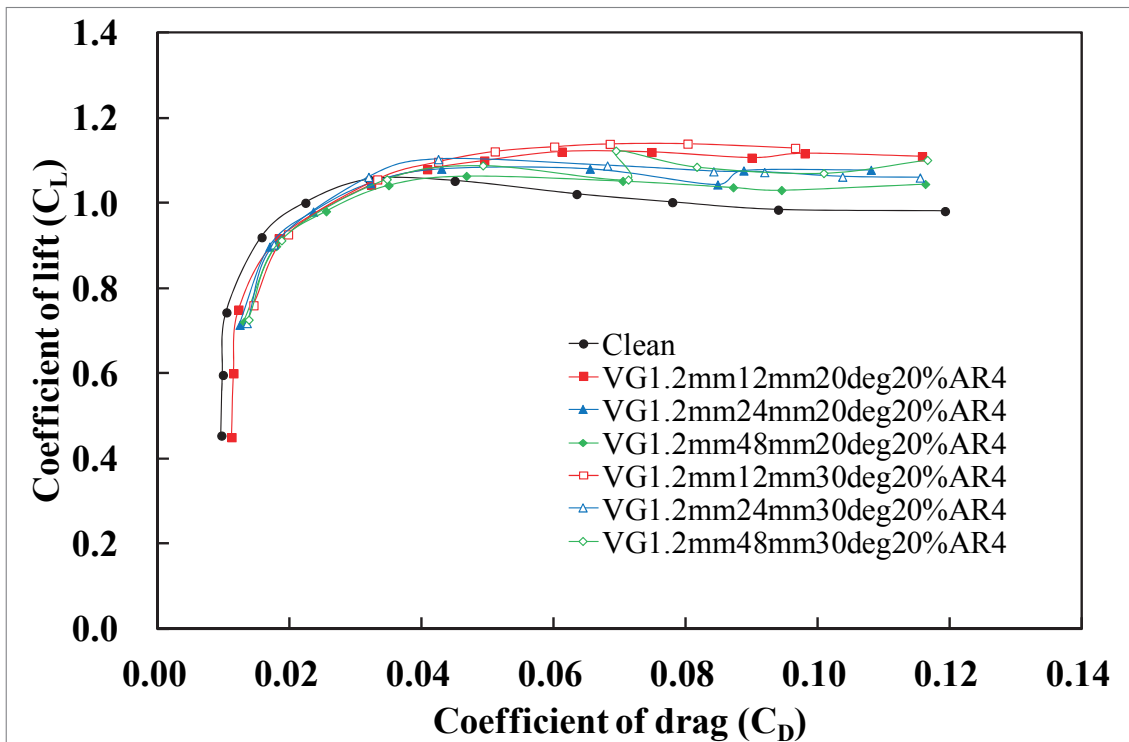


図 K-28 VG 取り付け角の抗力-揚力への影響 (20deg, 30deg) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

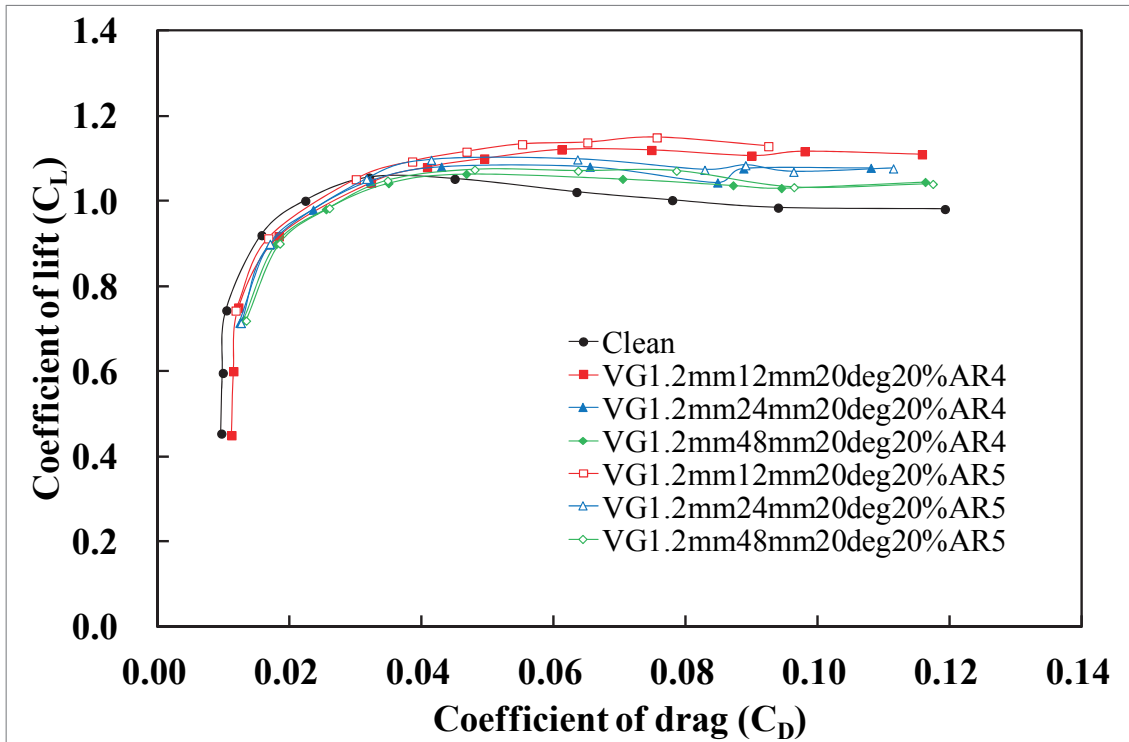


図 K-29 VG アスペクト比の抗力-揚力への影響 (AR=4, 5) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

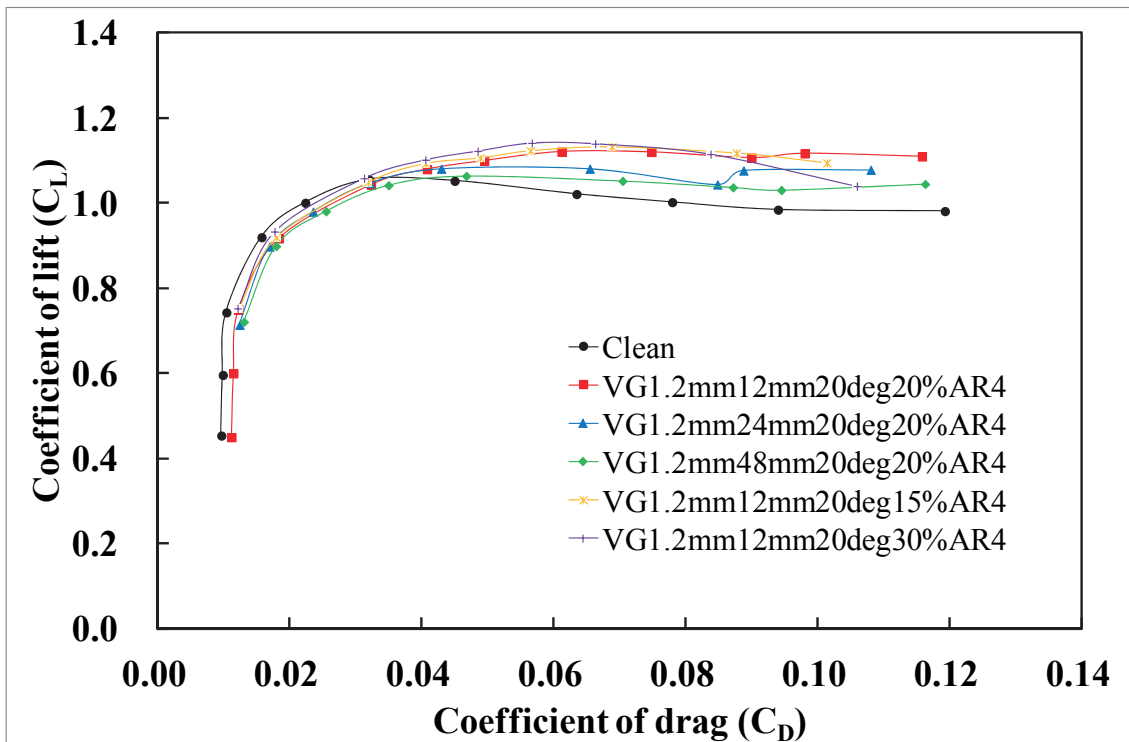


図 K-30 VG コード位置の抗力-揚力への影響 ($X_v/C=0.15, 0.2, 0.3$) (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

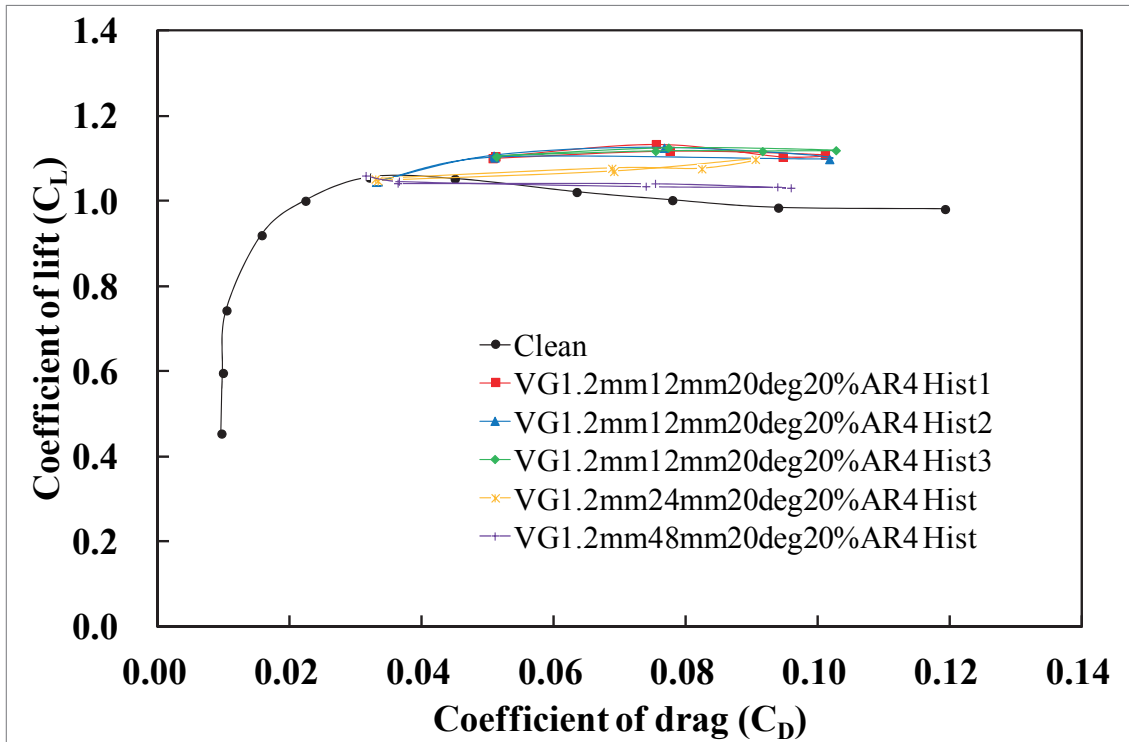


図 K-31 ヒステリシスの抗力-揚力への影響 (補正あり) $Re=5M$, $M=0.74$.

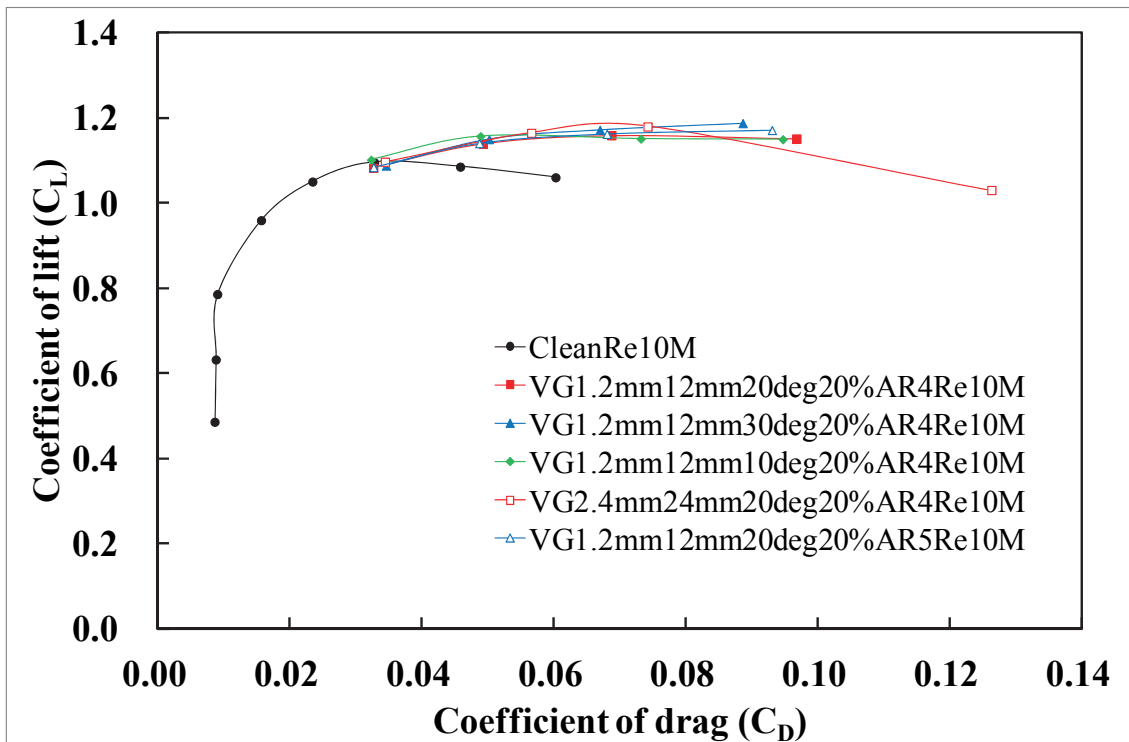


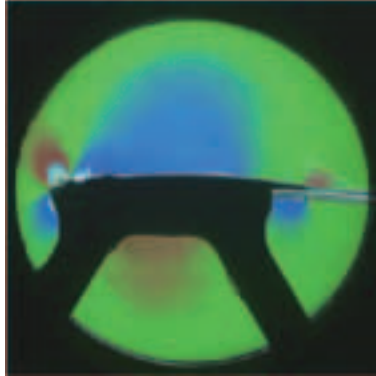
図 K-32 $Re=10M$ の抗力-揚力 (補正あり) $Re=10M$, $M=0.74$.

Appendix (L) CRM2 次元翼模型のシュリーレン画像

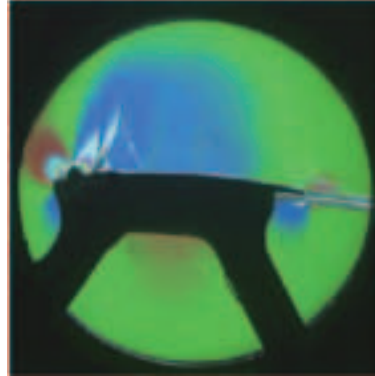
Clean

Re=5M, M=0.74 (12048)

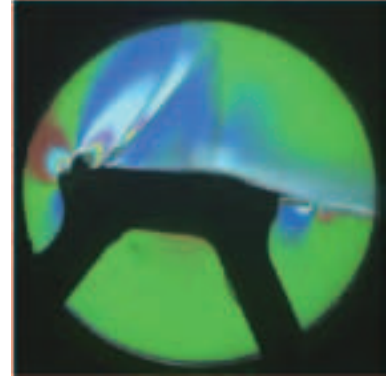
0deg



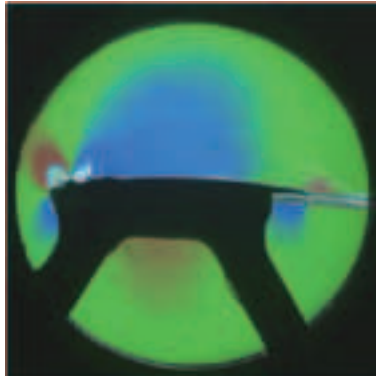
3deg



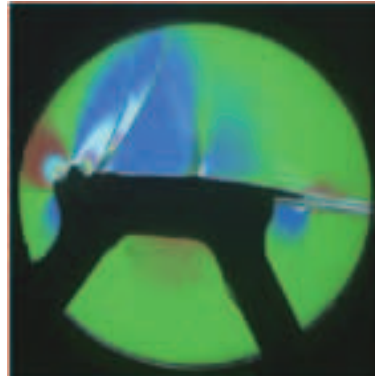
6deg



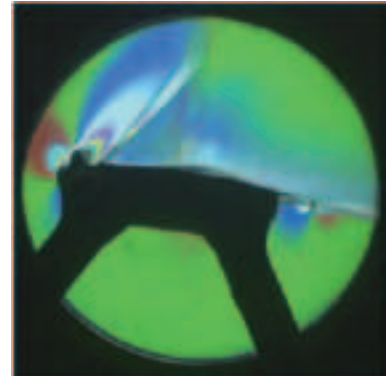
1deg



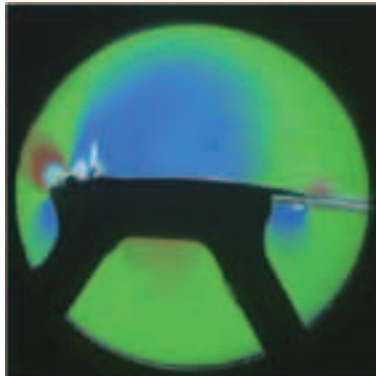
4deg



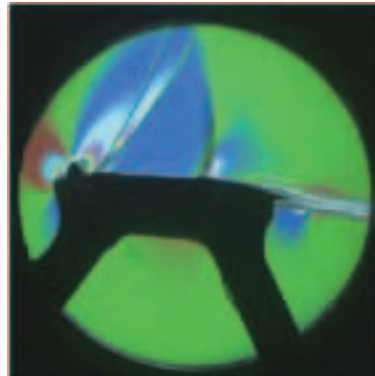
7deg



2deg



5deg



8deg

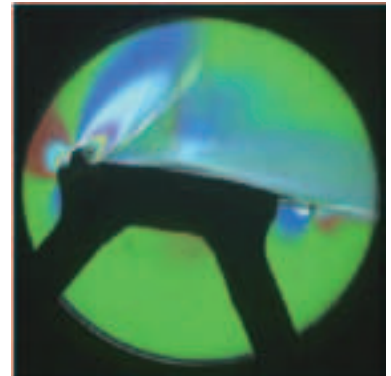
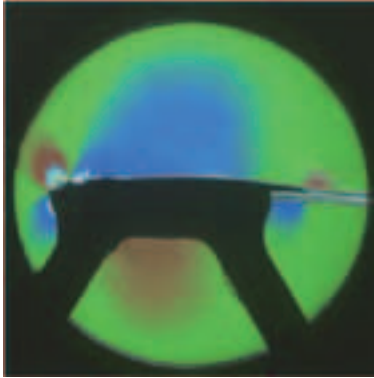


図 L-1 Re=5M, M=0.74 VG なし形態 設定迎角にて表示

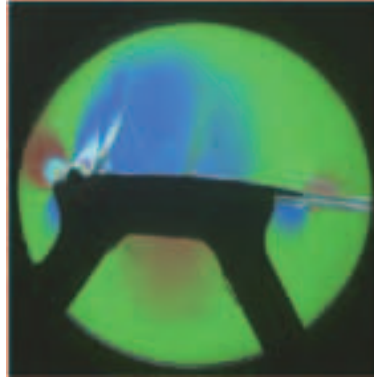
Clean

 $Re=5M, M=0.75$ (12054)

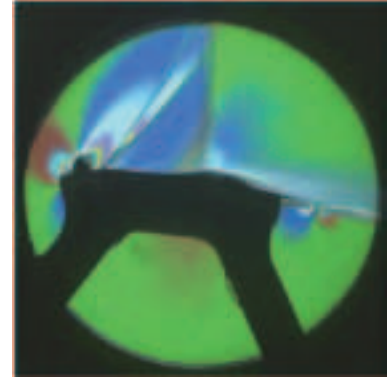
0deg



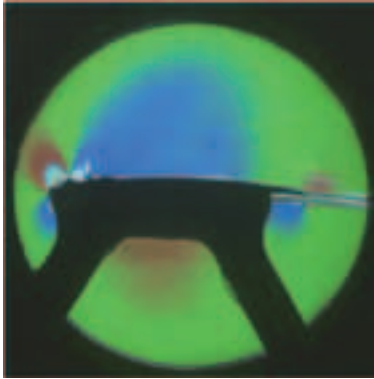
3deg



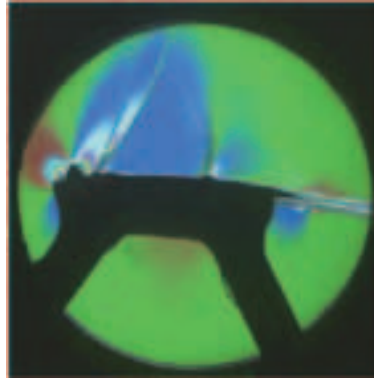
6deg



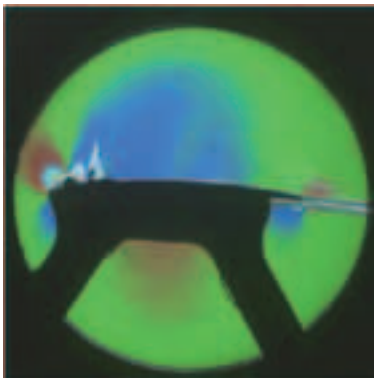
1deg



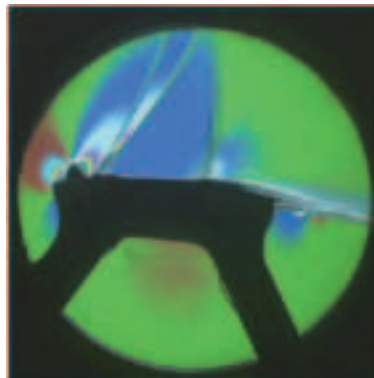
4deg



2deg



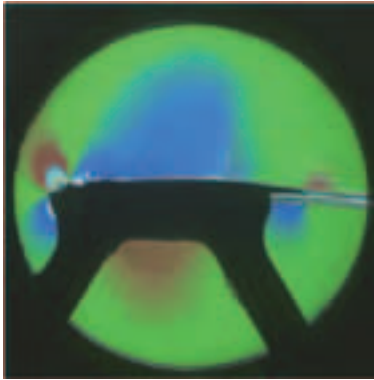
5deg

図 L-2 $Re=5M, M=0.75$ VG なし形態 設定迎角にて表示

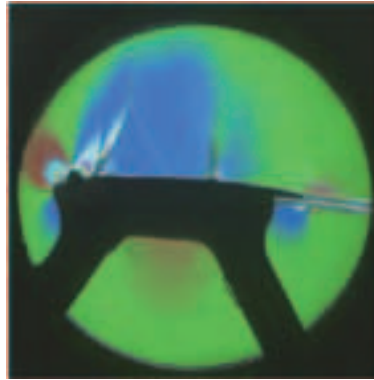
Clean

 $Re=5M, M=0.76$ (12050)

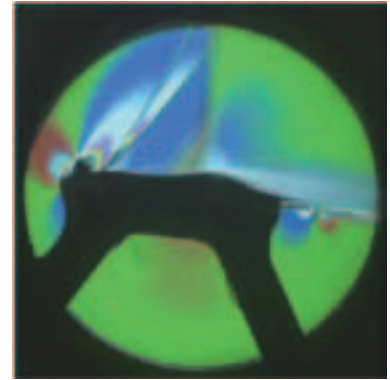
0deg



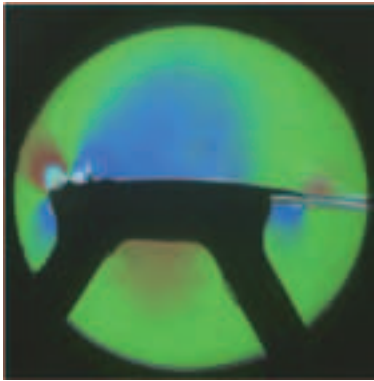
3deg



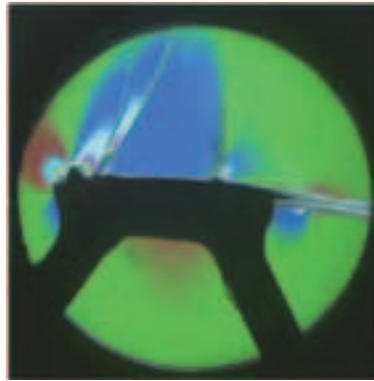
6deg



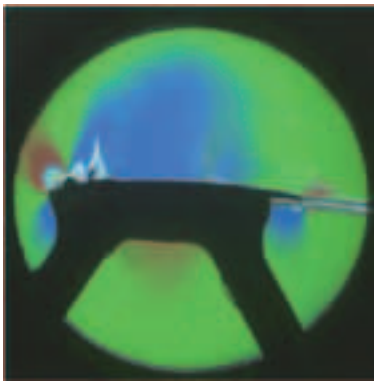
1deg



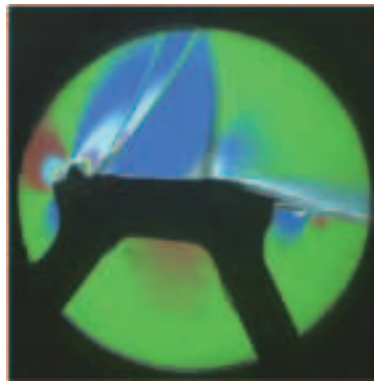
4deg



2deg



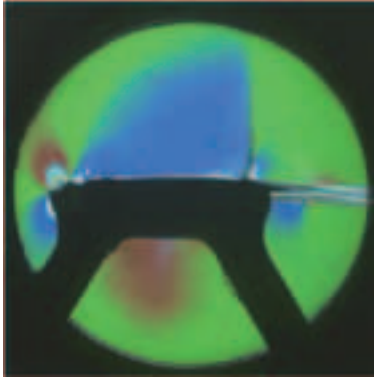
5deg

図 L-3 $Re=5M, M=0.76$ VG なし形態 設定迎角にて表示

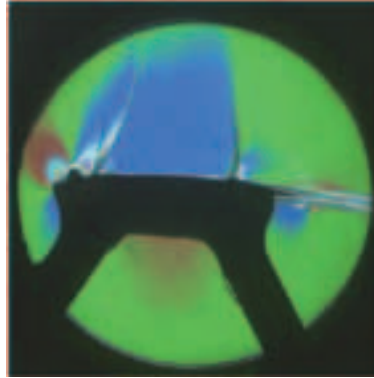
Clean

 $Re=5M, M=0.78$ (12051)

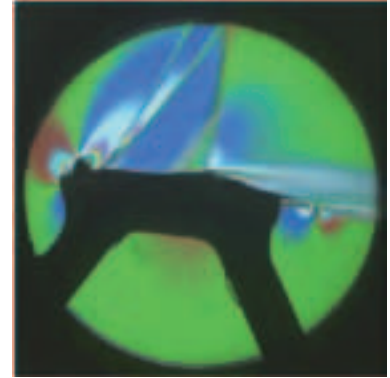
0deg



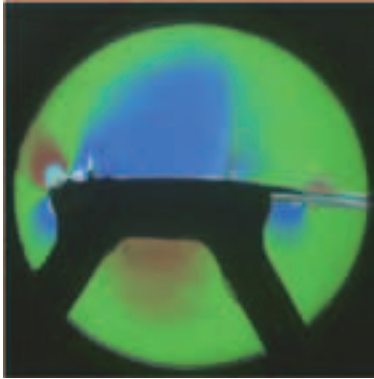
3deg



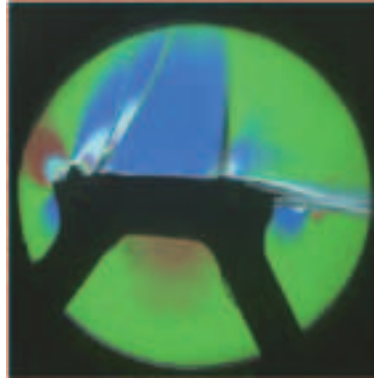
6deg



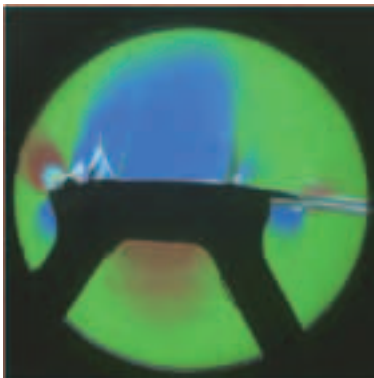
1deg



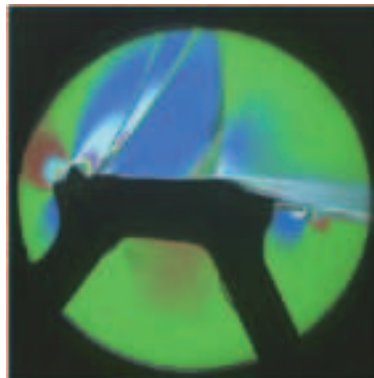
4deg



2deg



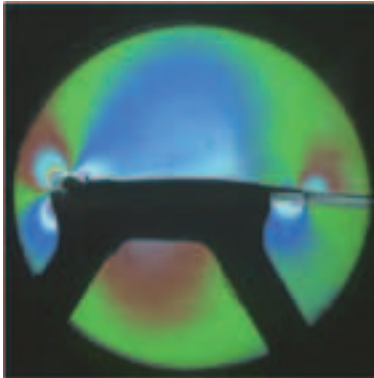
5deg

図 L-4 $Re=5M, M=0.78$ VG なし形態 設定迎角にて表示

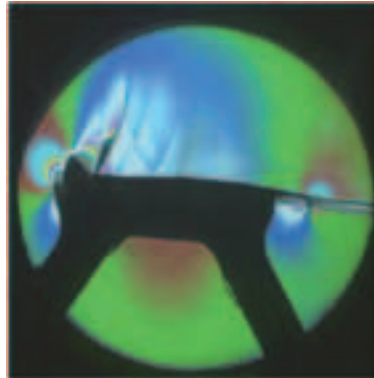
Clean

Re=10M, M=0.74 (12059)

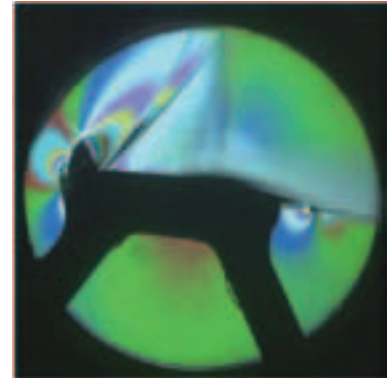
0deg



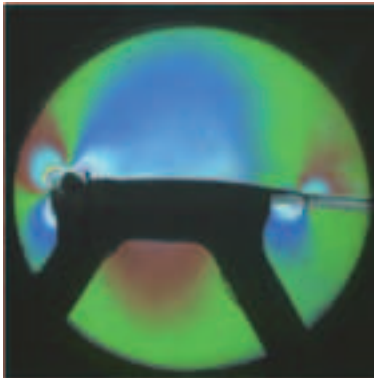
3deg



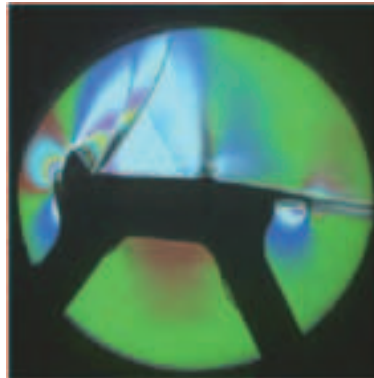
6deg



1deg

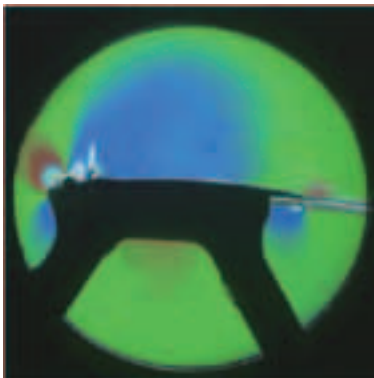


4deg



(12055, 5deg, 6deg)

2deg



5deg

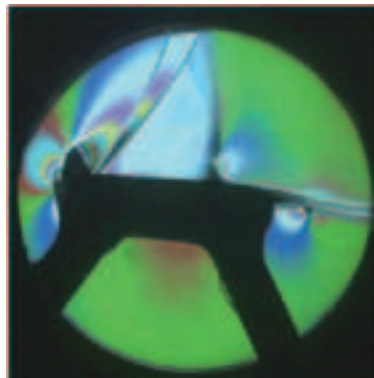
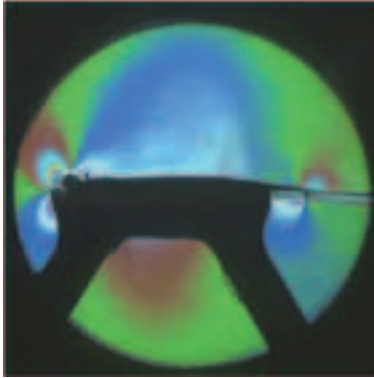


図 L-5 Re=10M, M=0.74 VG なし形態 設定迎角にて表示

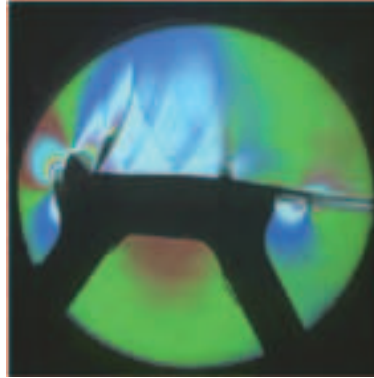
Clean

 $Re=10M, M=0.76(12060)$

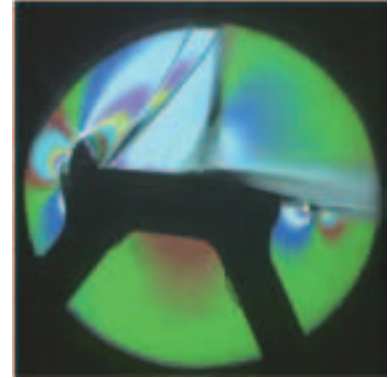
0deg



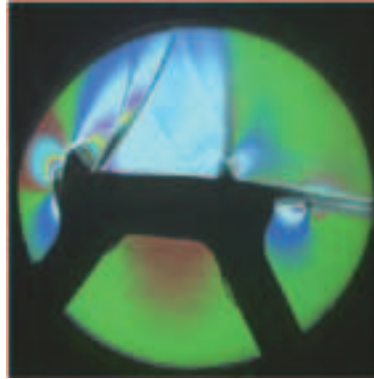
3deg



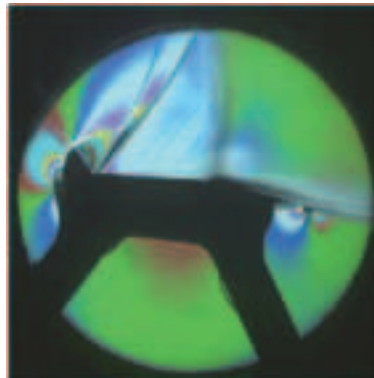
6deg



4deg



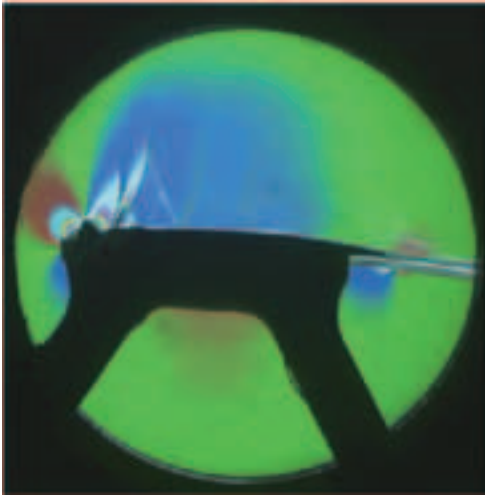
5deg

図 L-6 $Re=10M, M=0.76$ VG なし形態 設定迎角にて表示

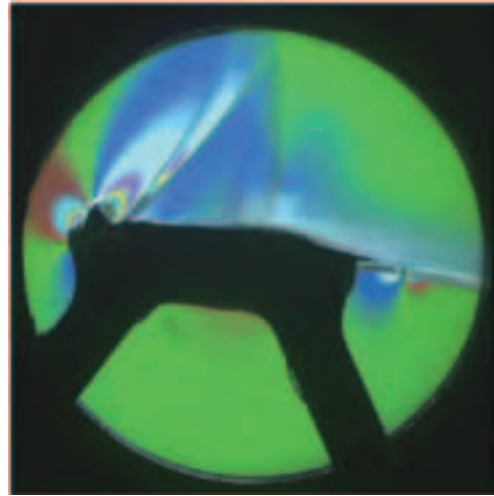
Clean

Re=5M, M=0.74 (12048)

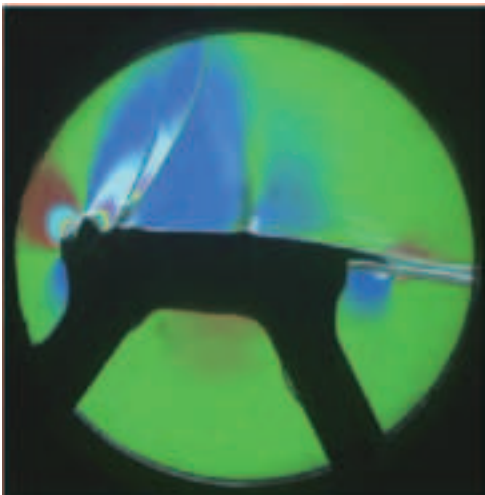
3deg



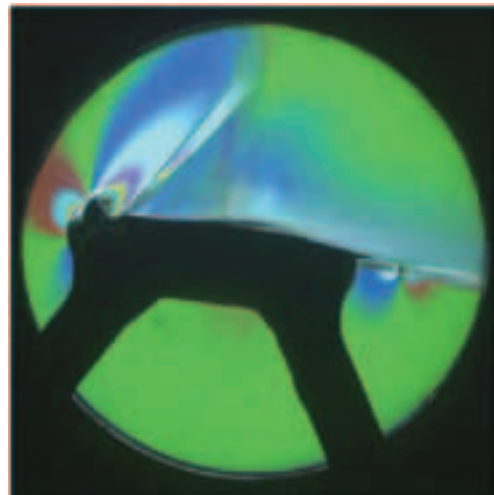
6deg



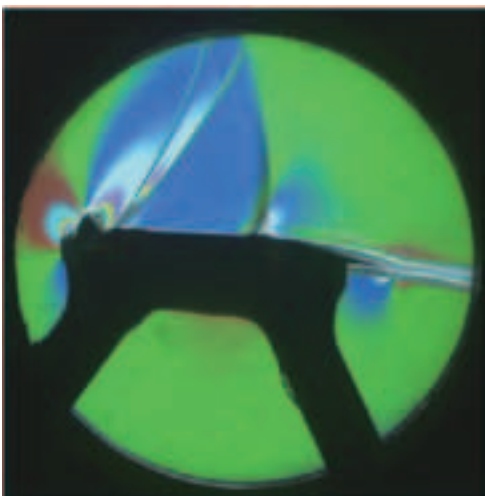
4deg



7deg



5deg



8deg

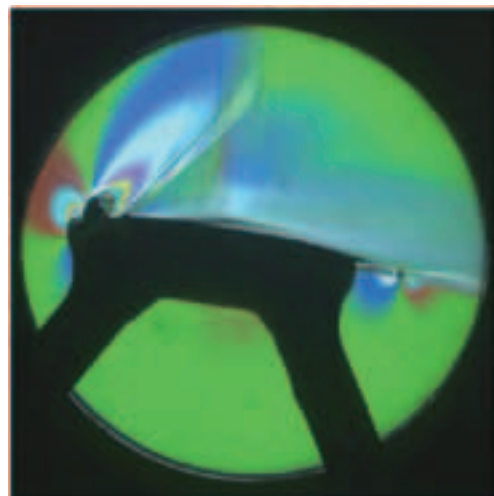
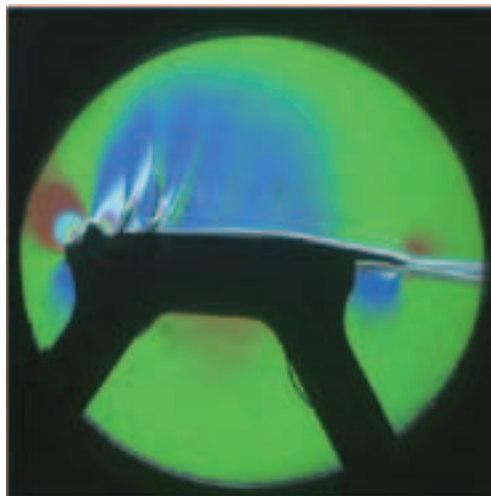


図 L-7 VG なし Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

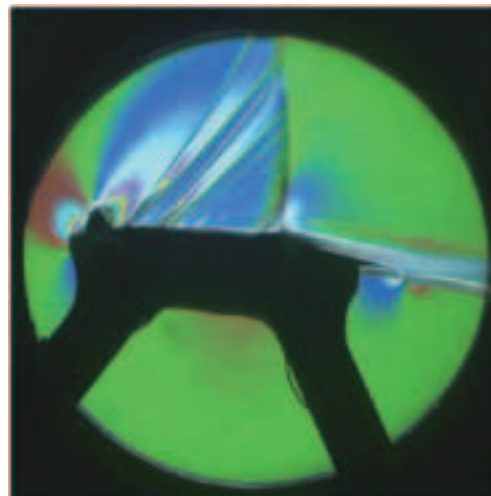
VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

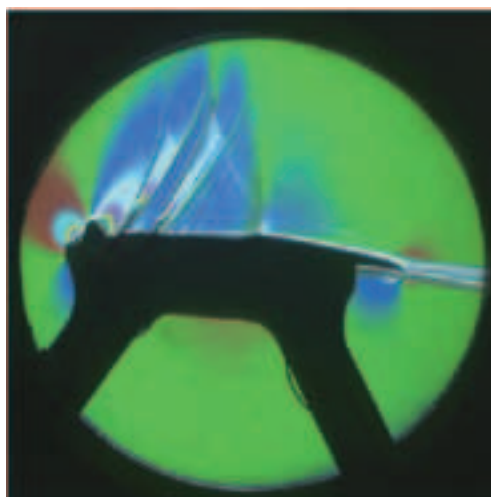
3deg



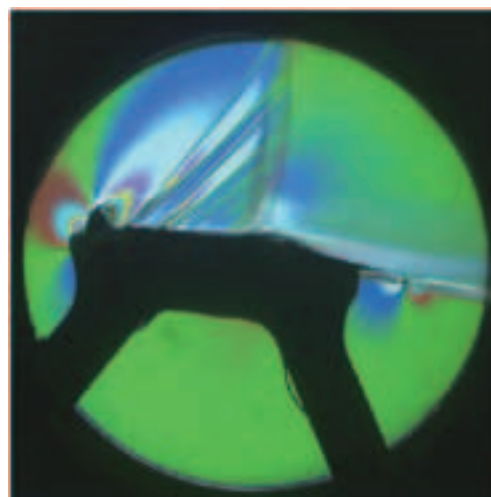
6deg



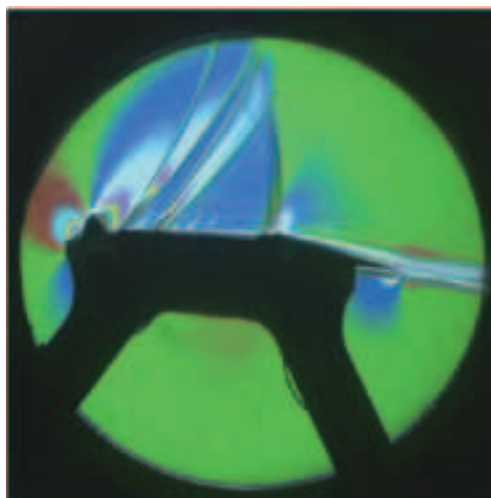
4deg



7deg



5deg



8deg

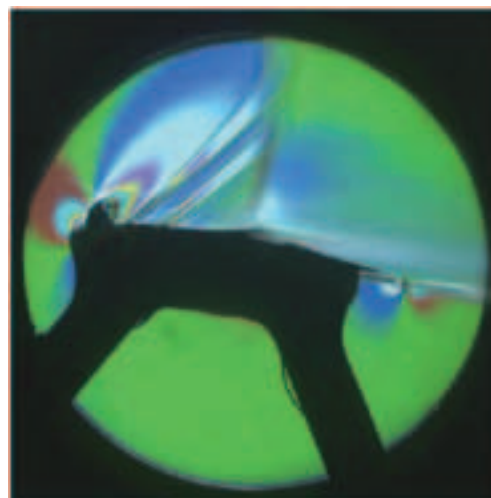
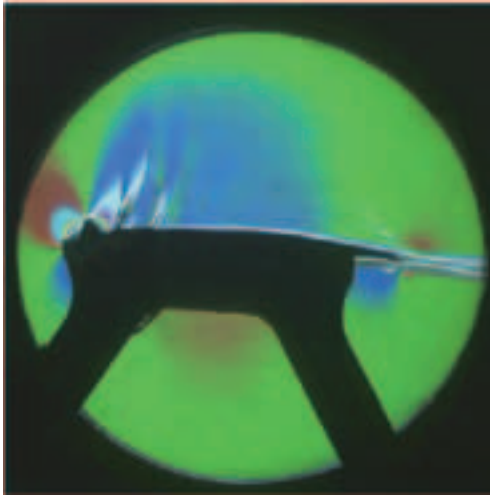


図 L-8 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

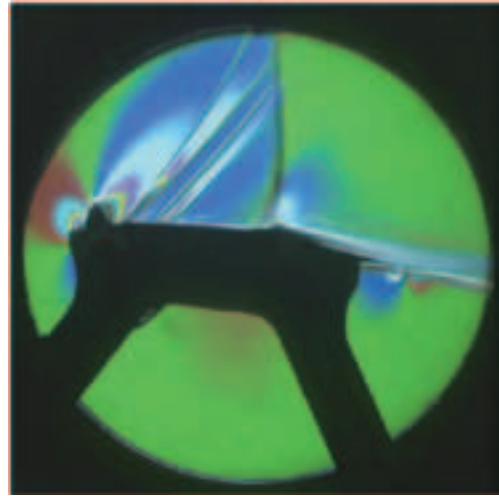
VG $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$ $A_v=20\text{deg}$

$X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.74$

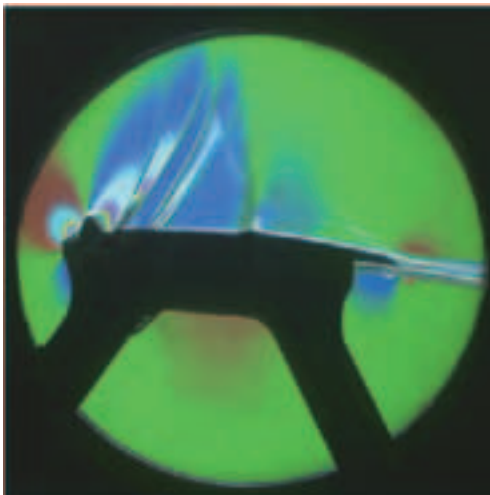
3deg



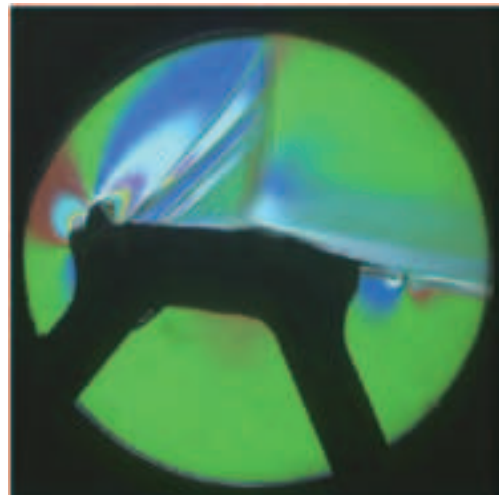
6deg



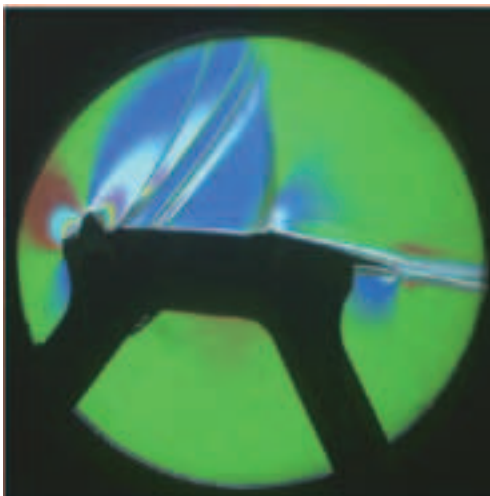
4deg



7deg



5deg



8deg

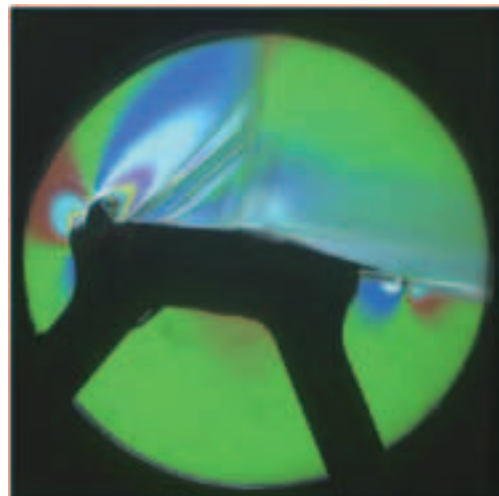
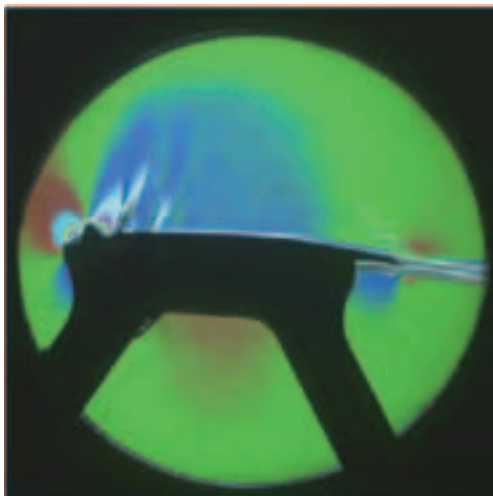


図 L-9 VG あり $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.74$, 設定迎角表記

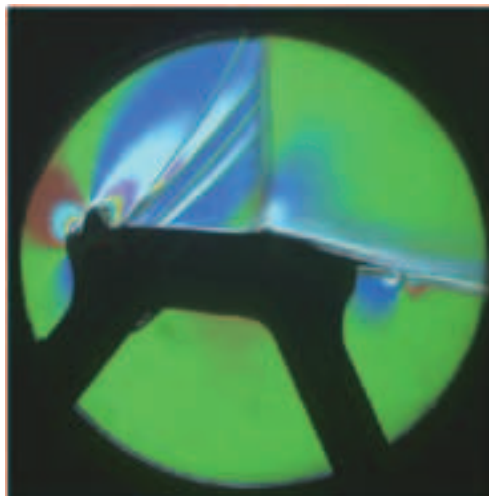
VG Hv=1.2mm, Dv=48mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

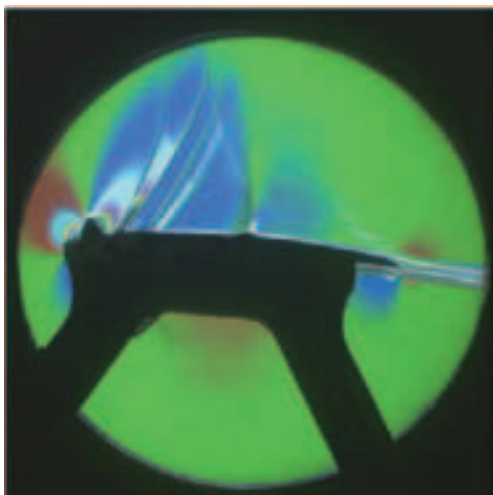
3deg



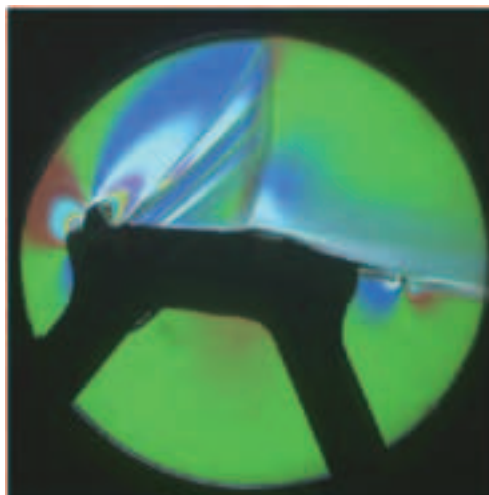
6deg



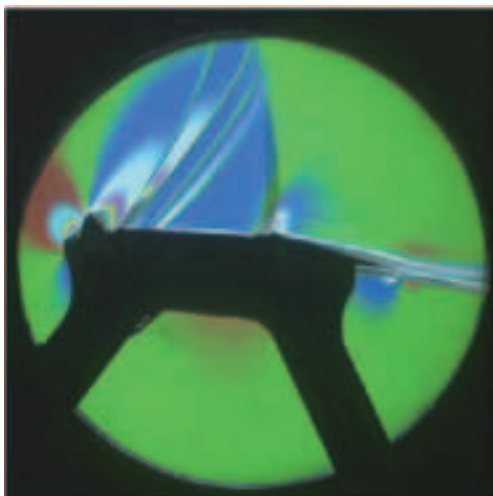
4deg



7deg



5deg



8deg

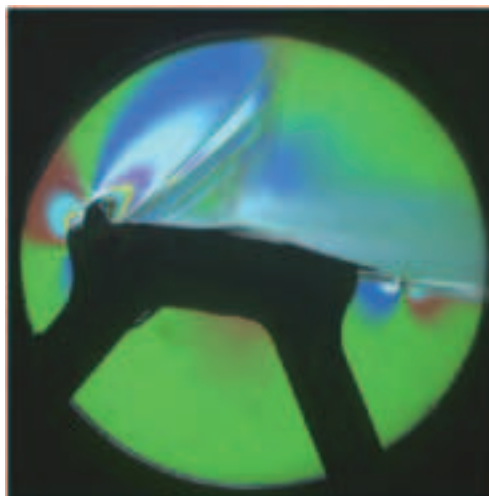
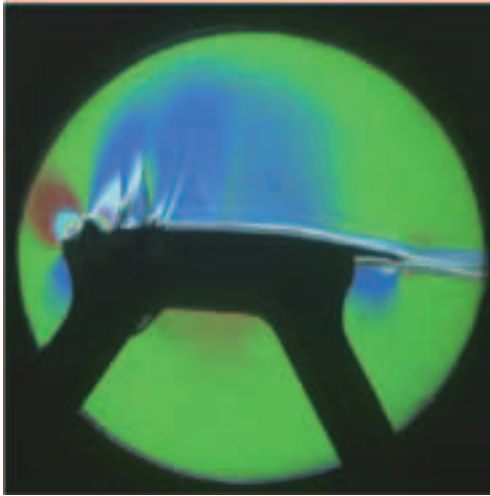


図 L-10 VG あり Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

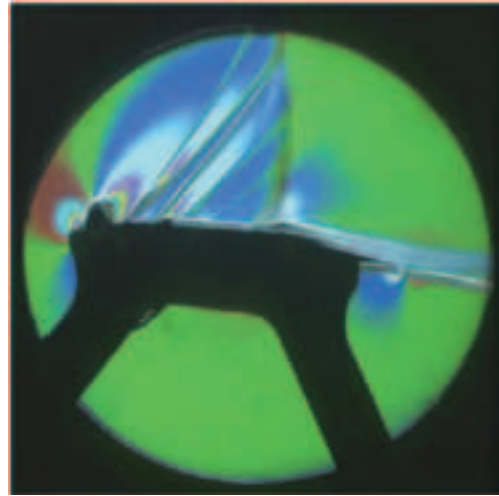
VG Hv=2.4mm, Dv=24mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

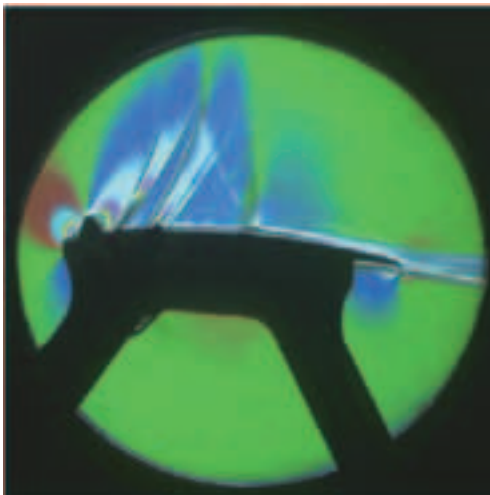
3deg



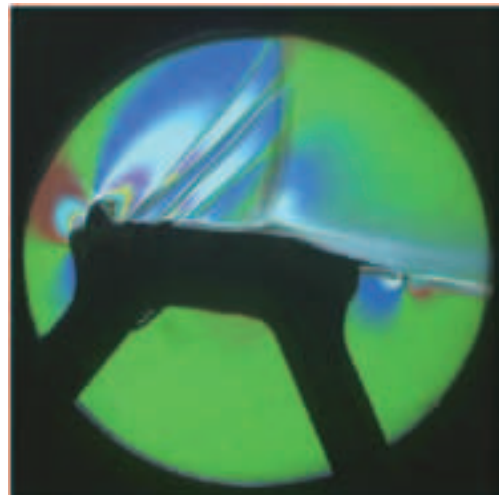
6deg



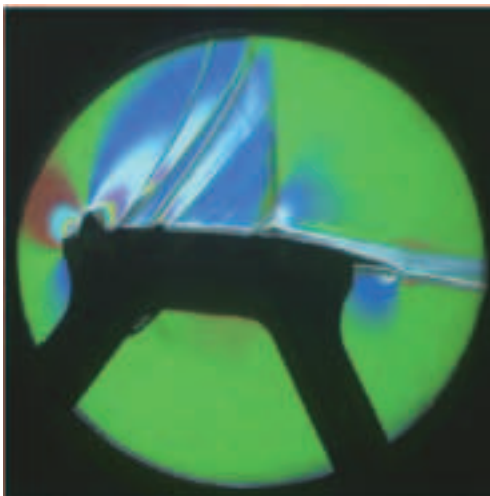
4deg



7deg



5deg



8deg

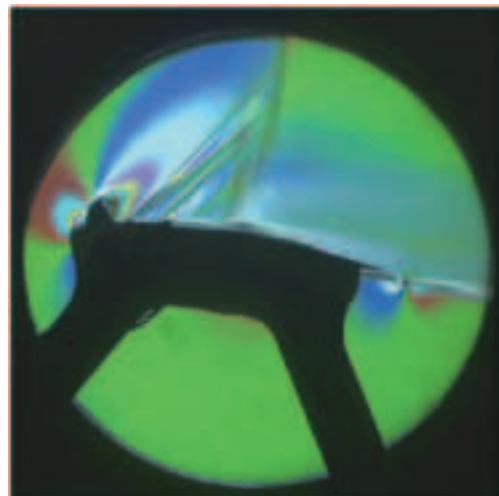
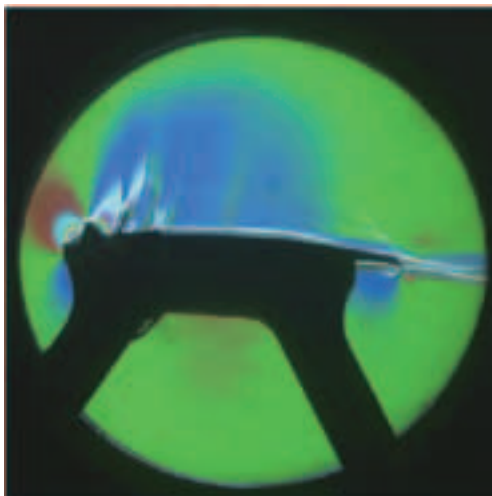


図 L-11 VG あり Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

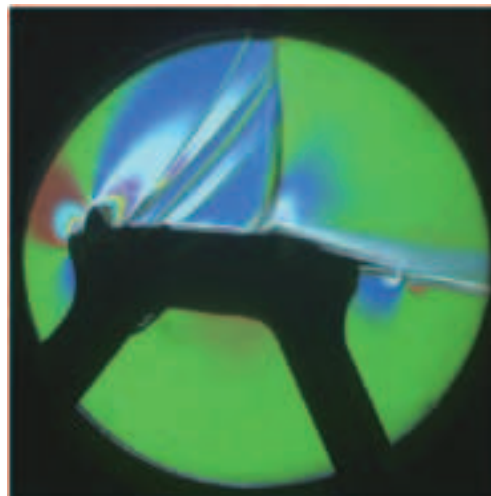
VG Hv=2.4mm, Dv=48mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

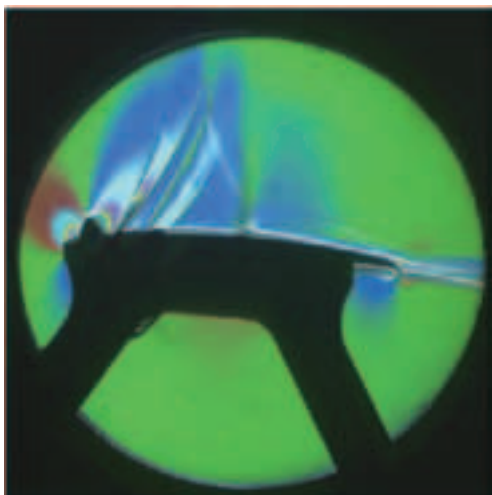
3deg



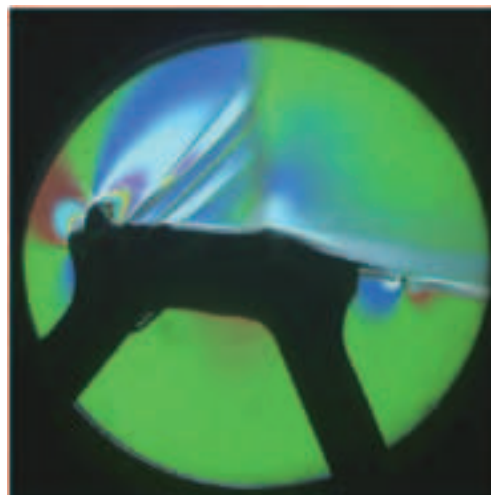
6deg



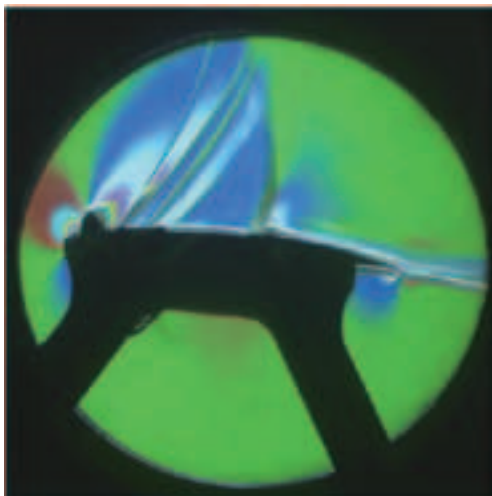
4deg



7deg



5deg



8deg

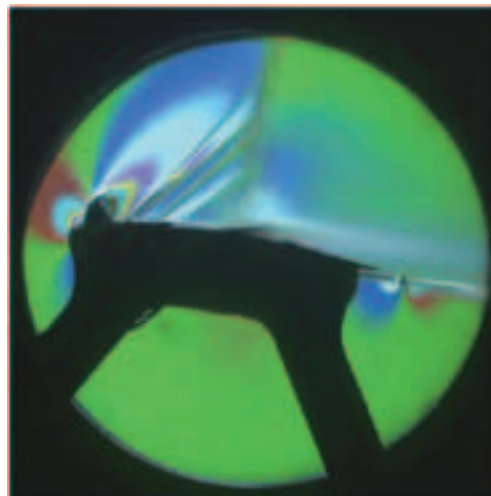
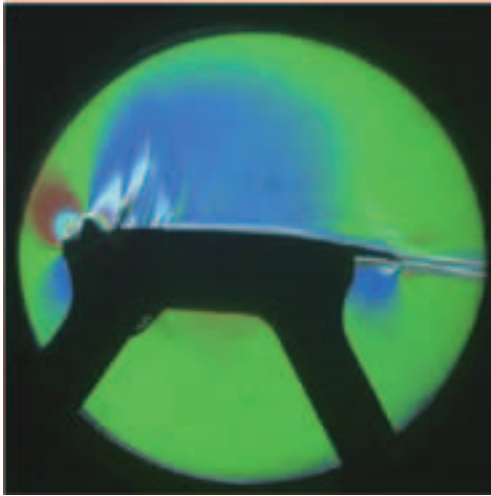


図 L-12 VG あり Hv=2.4mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

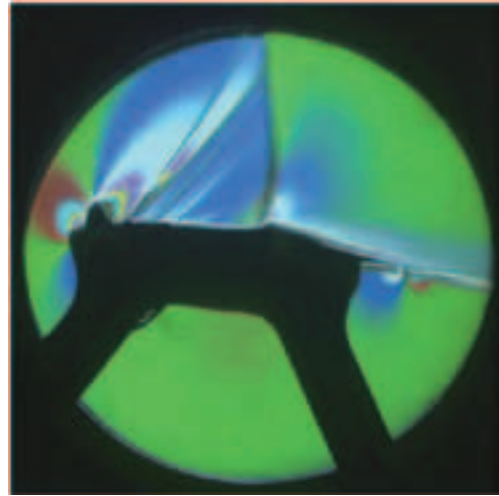
VG Hv=2.4mm, Dv=96mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

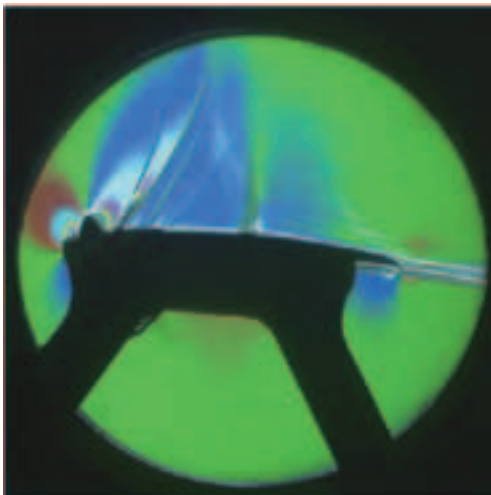
3deg



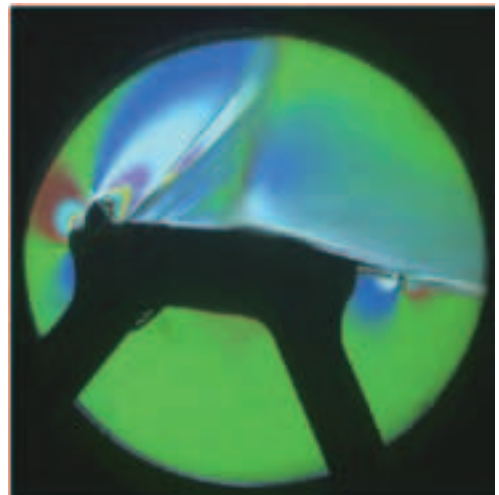
6deg



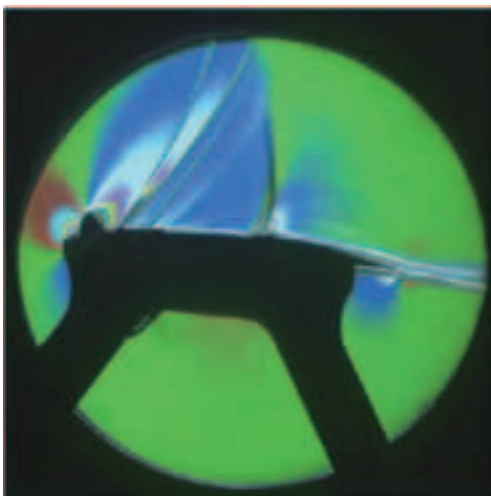
4deg



7deg



5deg



8deg

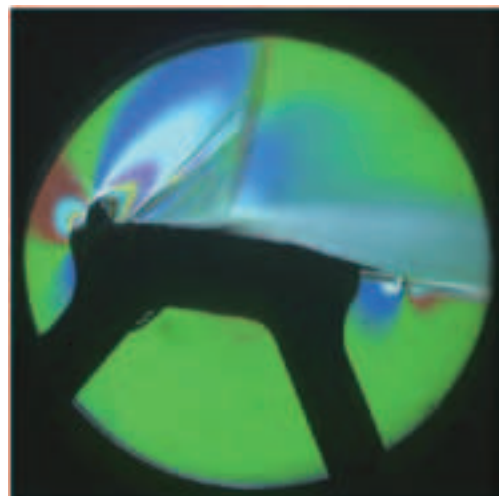
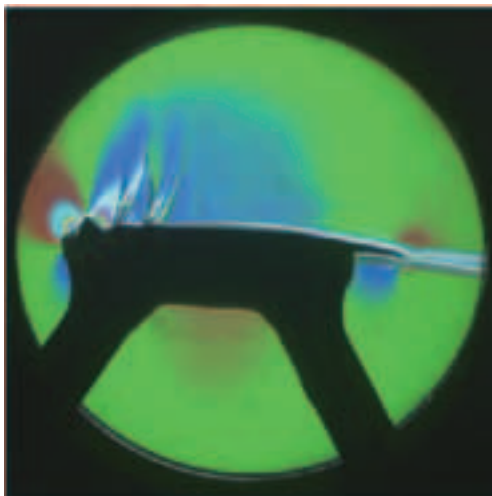


図 L-13 VG あり Hv=2.4mm, Dv=96mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

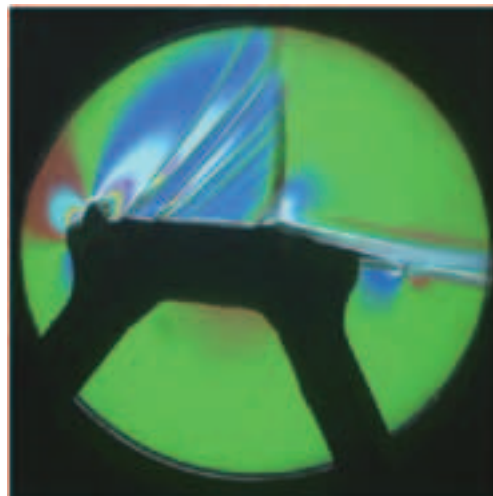
VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=5, Re=5M, M=0.74

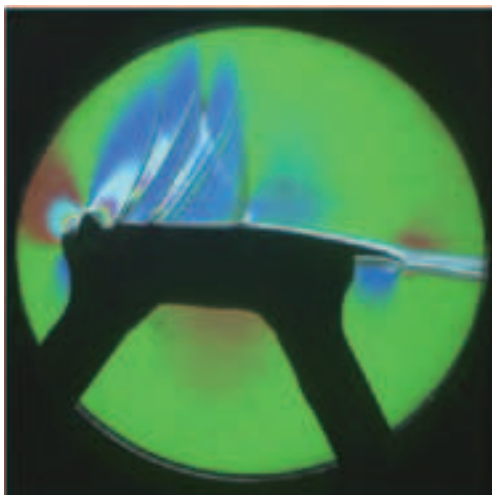
3deg



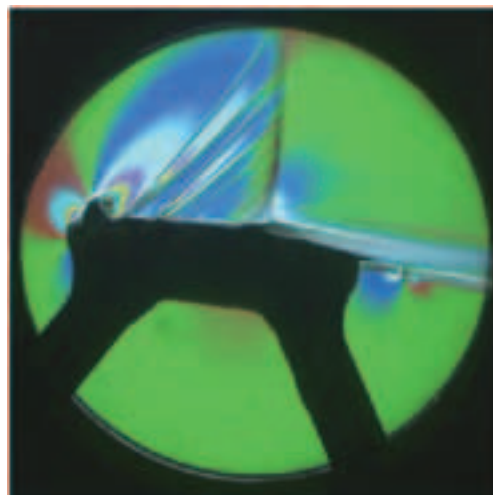
6deg



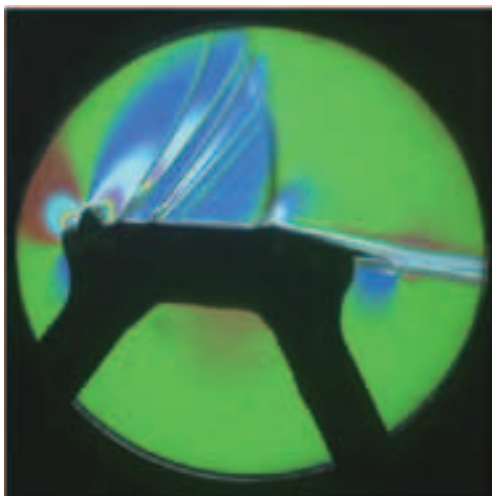
4deg



7deg



5deg



8deg

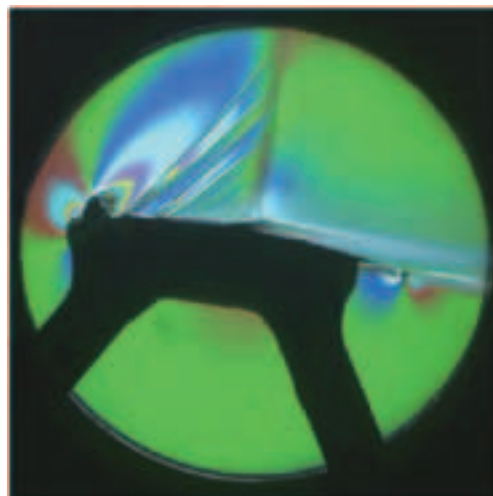
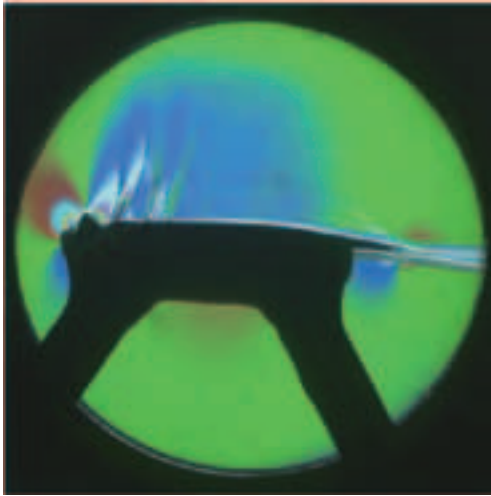


図 L-14 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=5, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

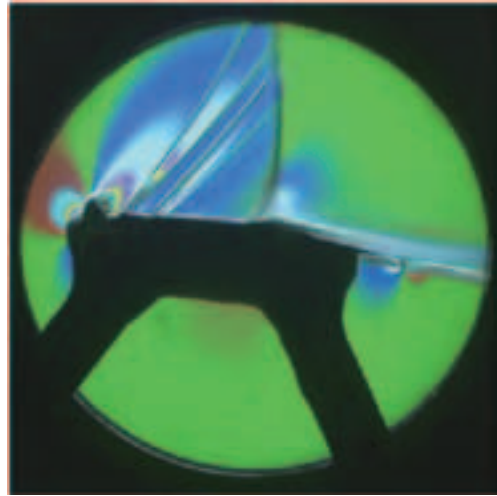
VG $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$ $A_v=20\text{deg}$

$X_v/C=0.2$, $AR=5$, $Re=5M$, $M=0.74$

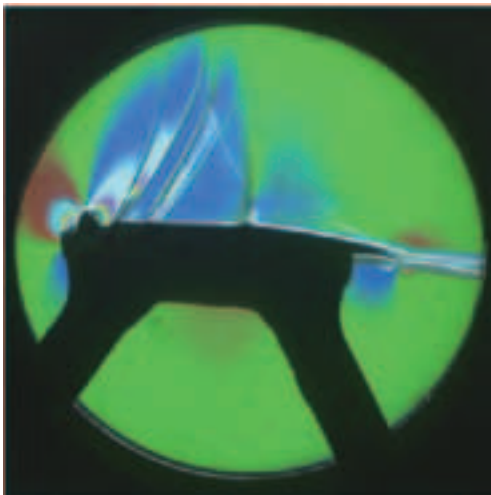
3deg



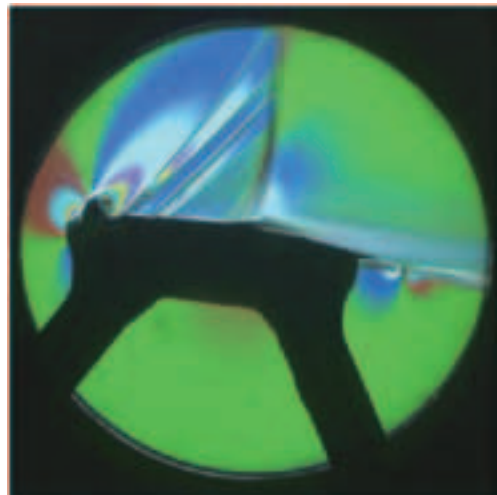
6deg



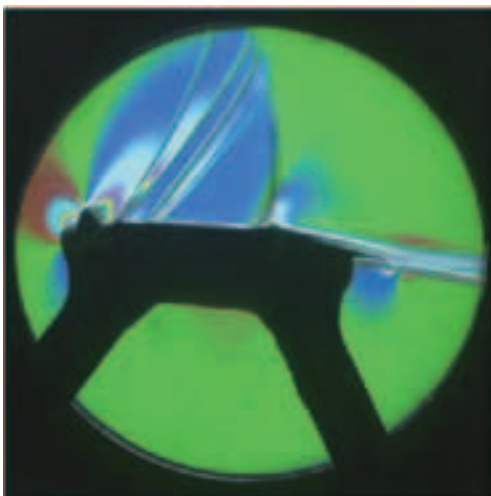
4deg



7deg



5deg



8deg

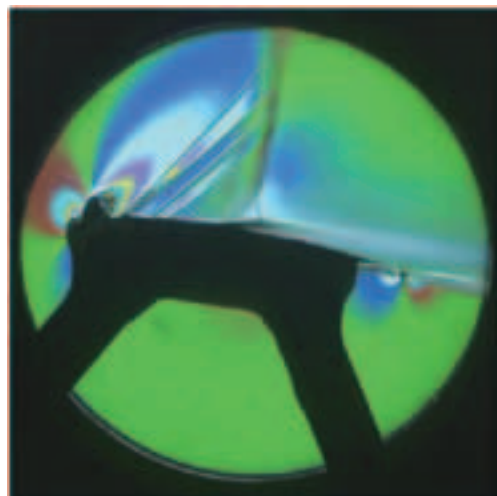
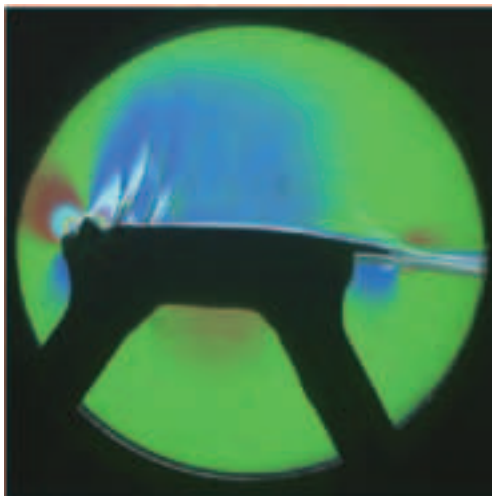


図 L-15 VG あり $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=24\text{mm}$, $A_v=20\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=5$, $Re=5M$, $M=0.74$, 設定迎角表記

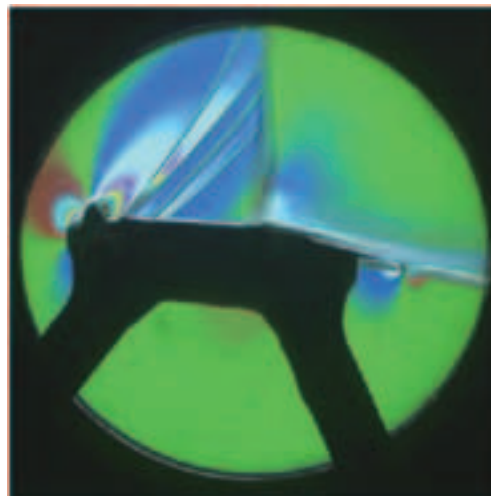
VG Hv=1.2mm, Dv=48mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=5, Re=5M, M=0.74

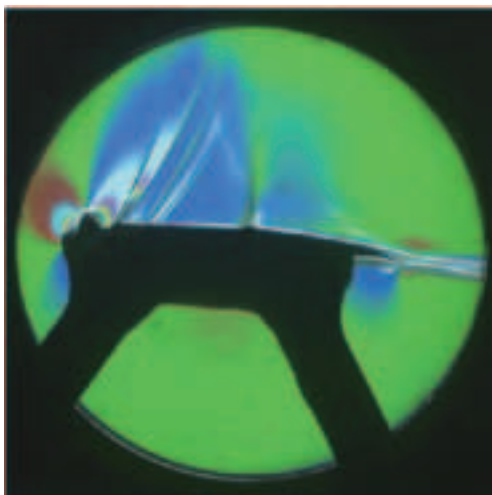
3deg



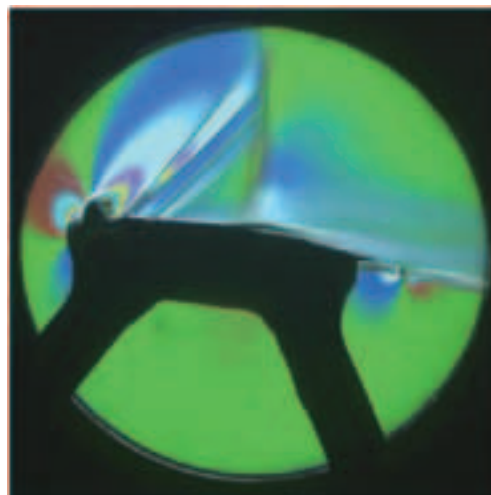
6deg



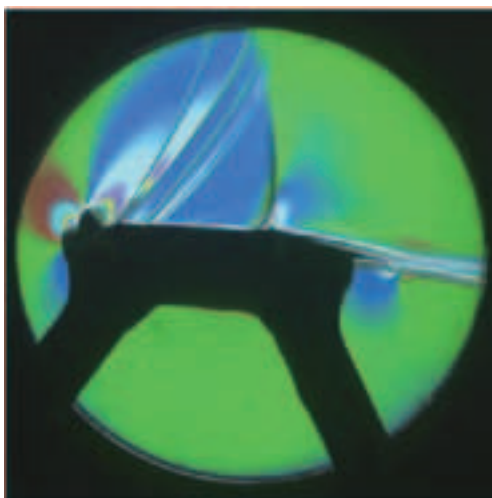
4deg



7deg



5deg



8deg

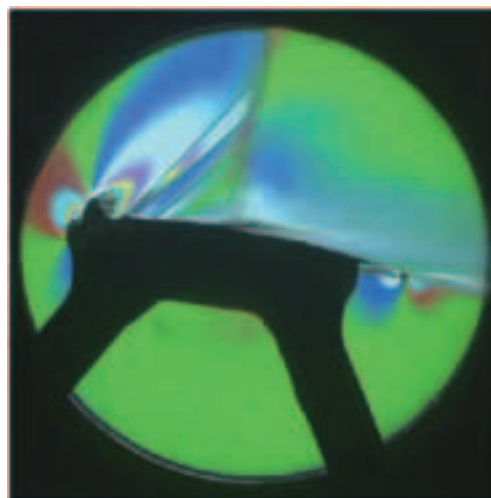
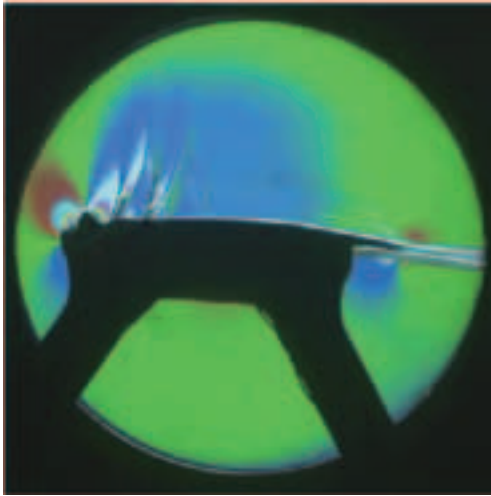


図 L-16 VG あり Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=5, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

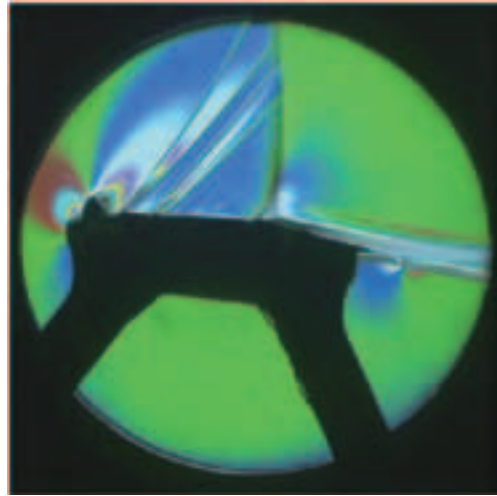
VG $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$ $A_v=10\text{deg}$

$X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.74$

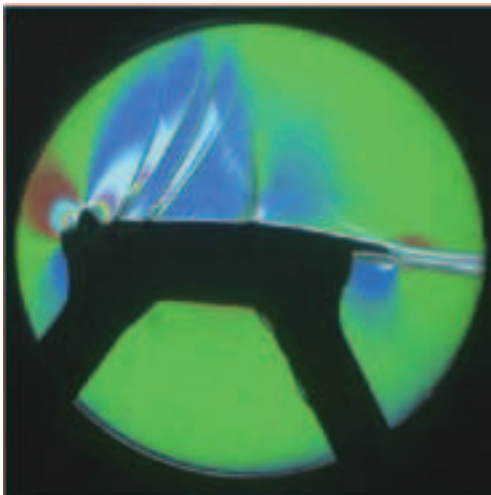
3deg



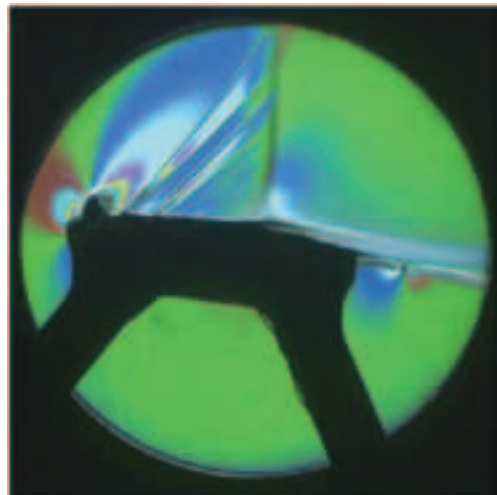
6deg



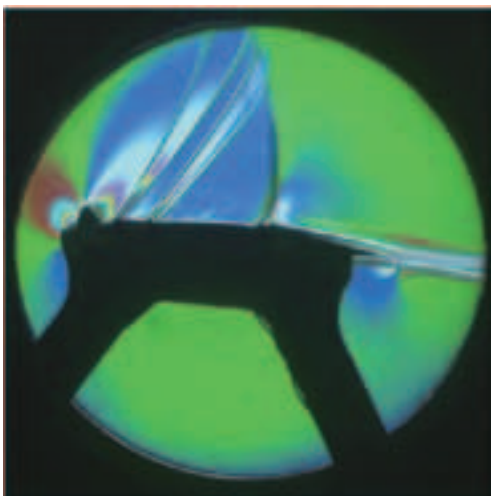
4deg



7deg



5deg



8deg

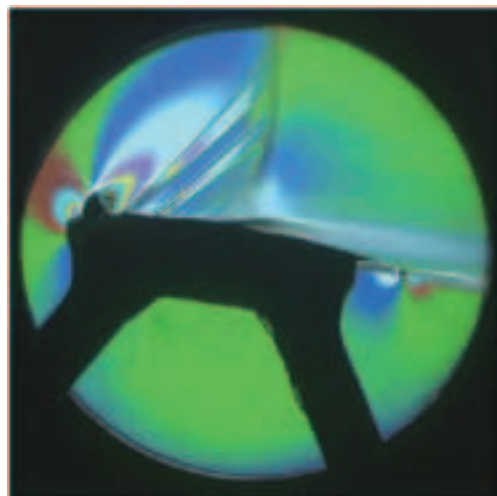
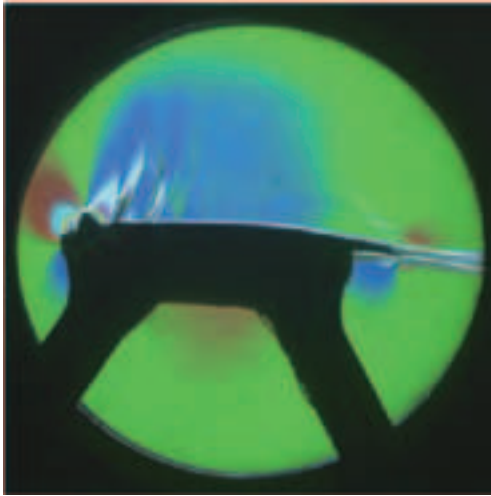


図 L-17 VG あり $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=10\text{deg}$, $X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=5M$, $M=0.74$, 設定迎角表記

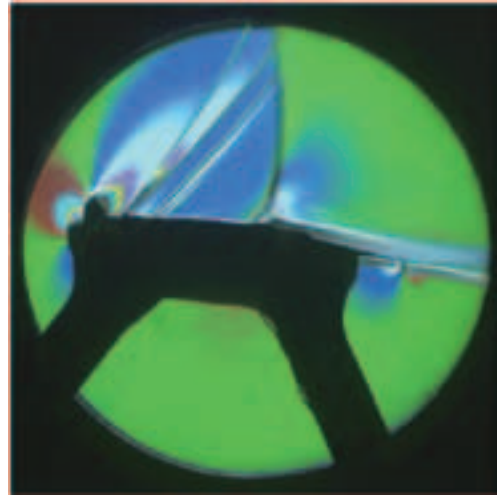
VG Hv=1.2mm, Dv=24mm Av=10deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

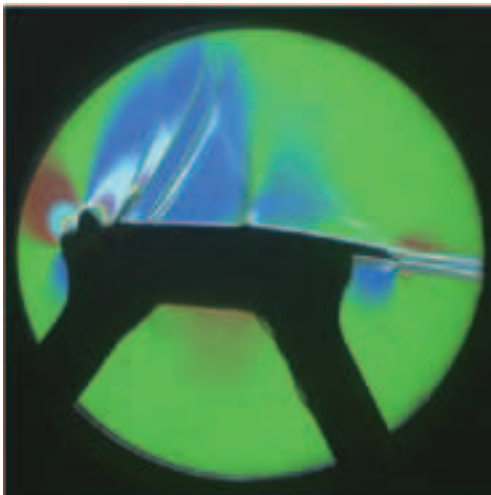
3deg



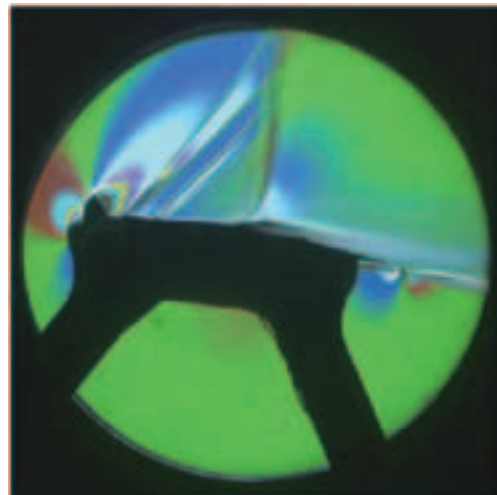
6deg



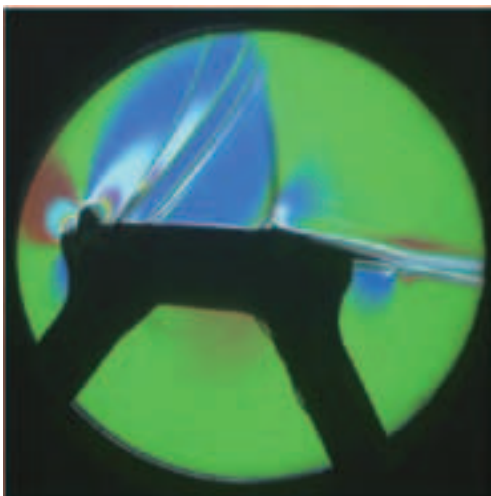
4deg



7deg



5deg



8deg

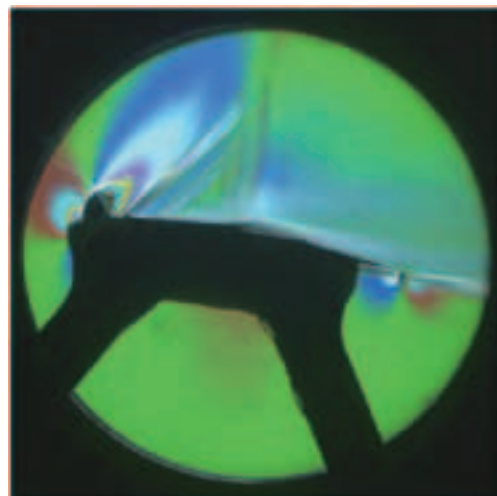
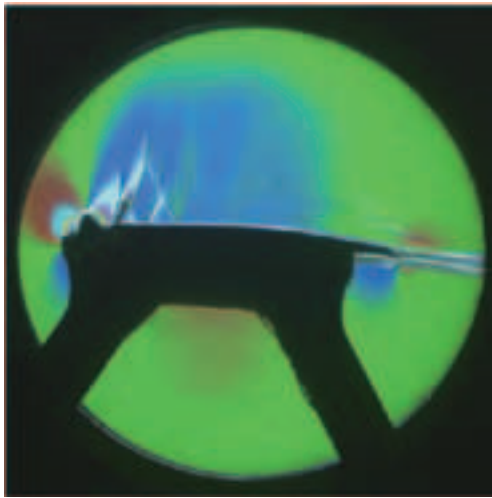


図 L-18 VG あり Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=10deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

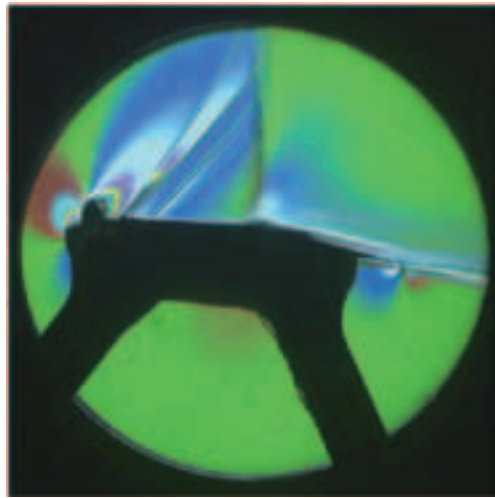
VG Hv=1.2mm, Dv=48mm Av=10deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

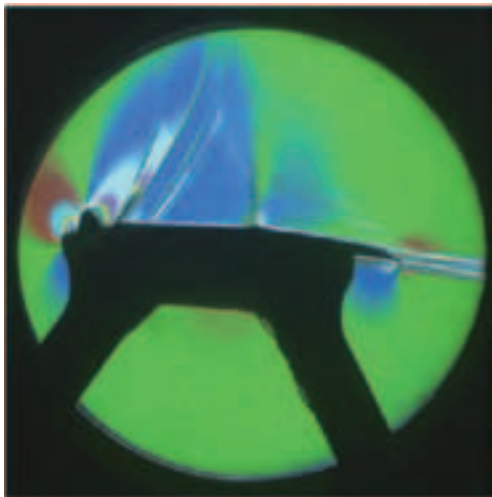
3deg



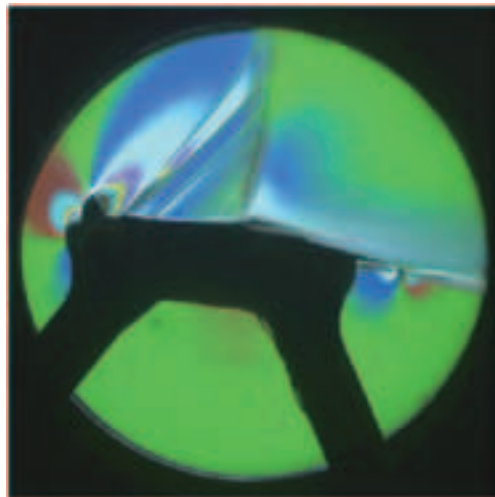
6deg



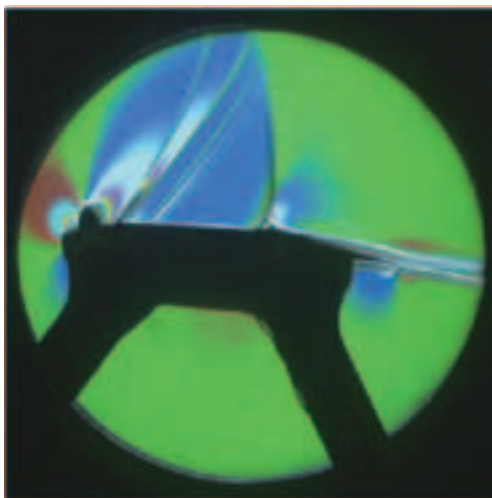
4deg



7deg



5deg



8deg

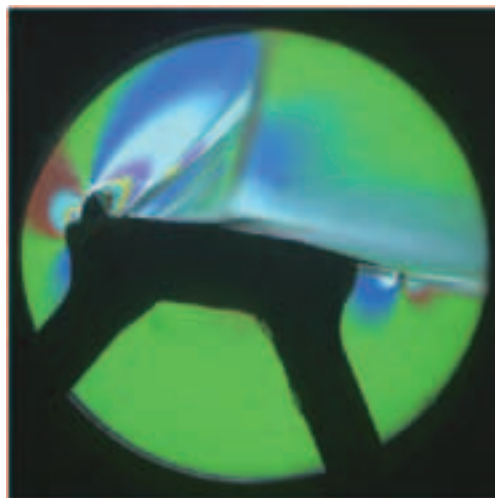
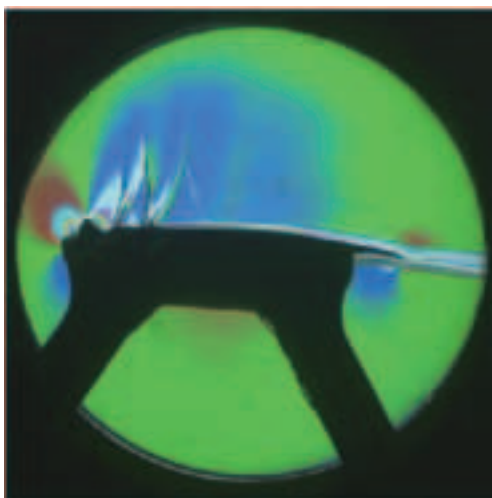


図 L-19 VG あり Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=10deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

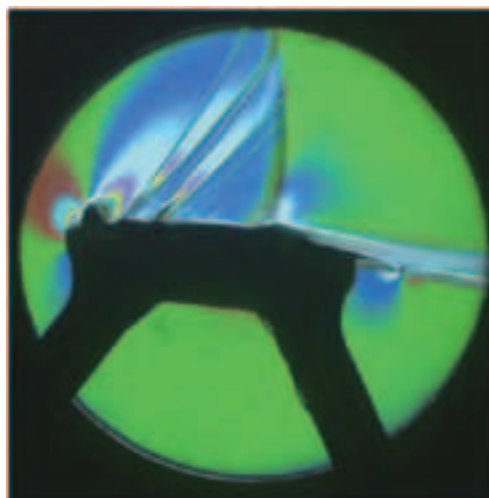
VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=30deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

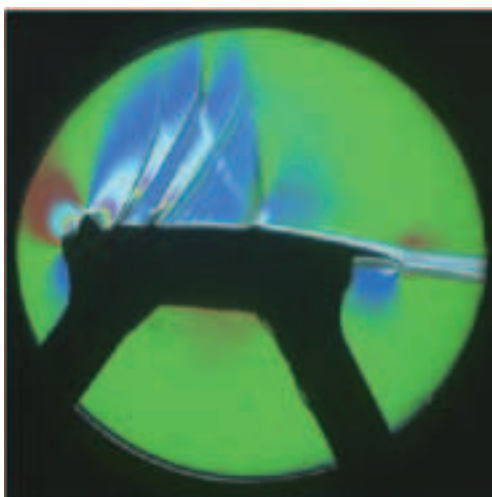
3deg



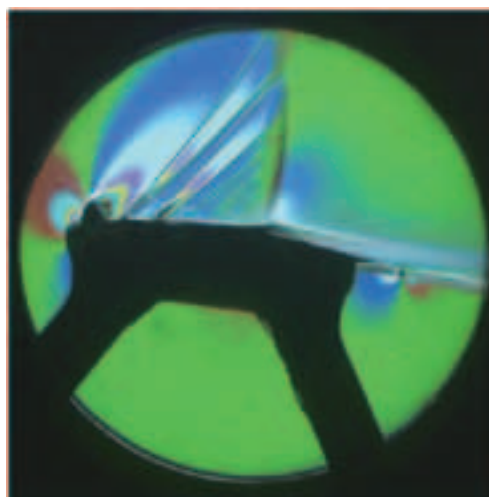
6deg



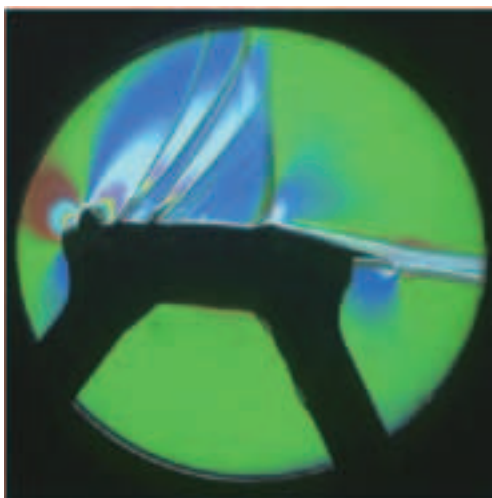
4deg



7deg



5deg



8deg

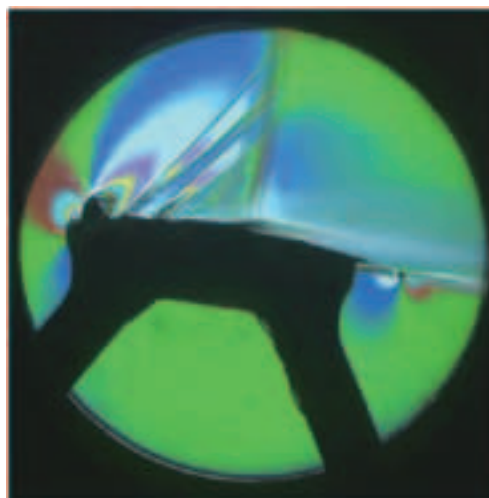
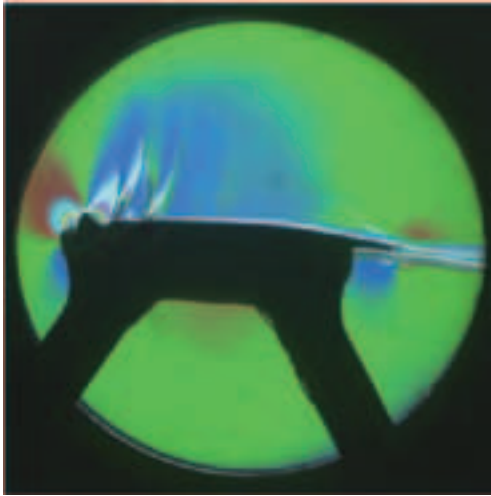


図 L-20 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=30deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

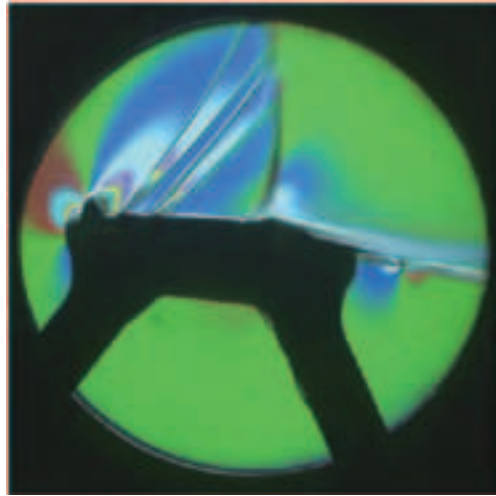
VG Hv=1.2mm, Dv=24mm Av=30deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

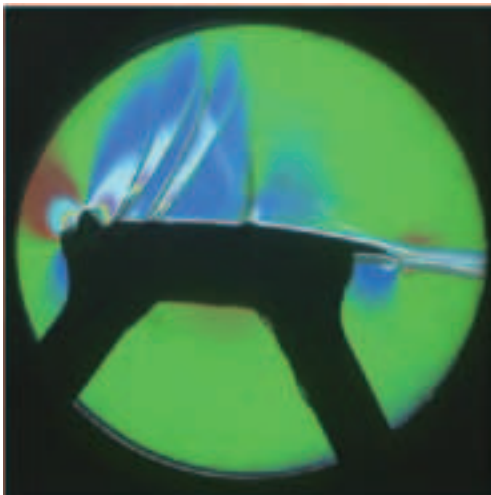
3deg



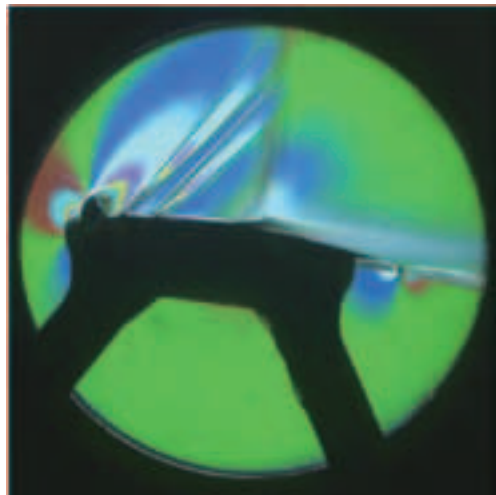
6deg



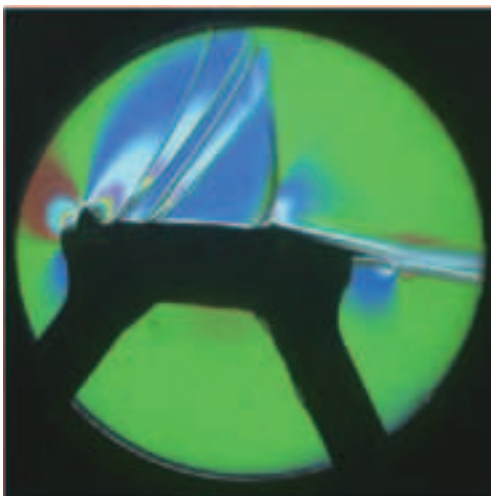
4deg



7deg



5deg



8deg

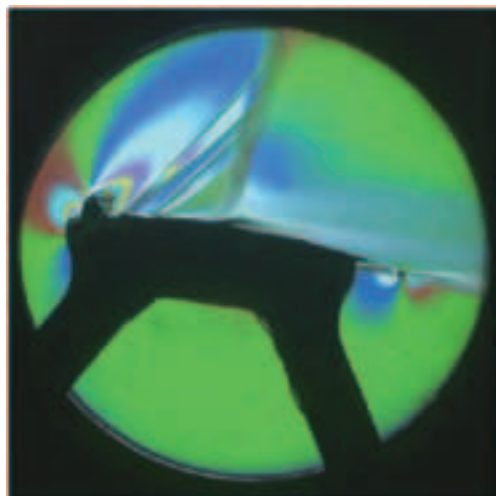
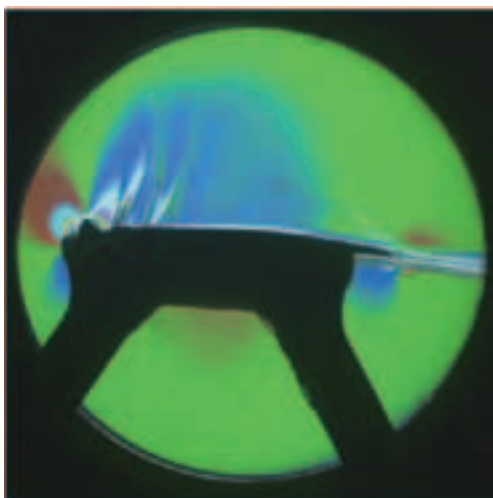


図 L-21 VG あり Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=30deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

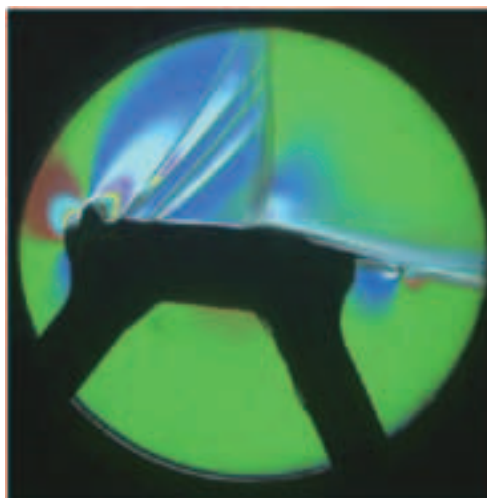
VG Hv=1.2mm, Dv=48mm Av=30deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74

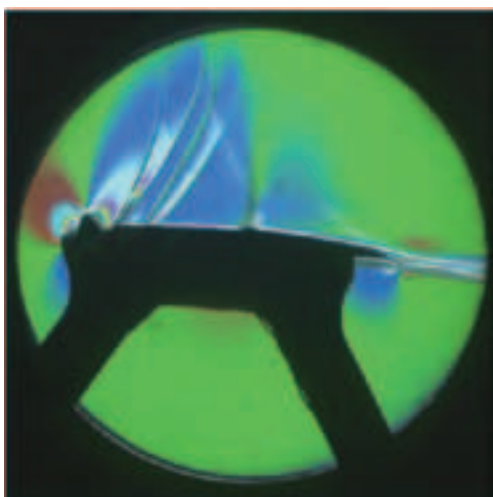
3deg



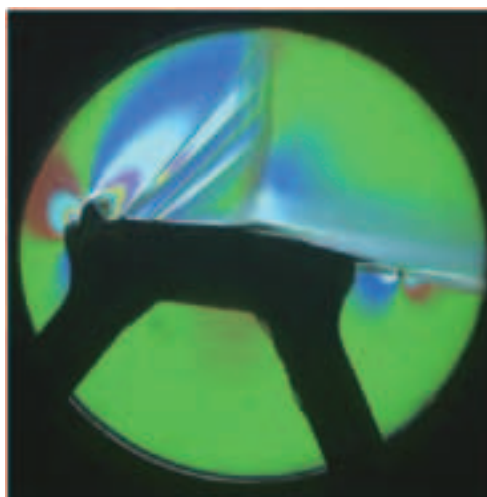
6deg



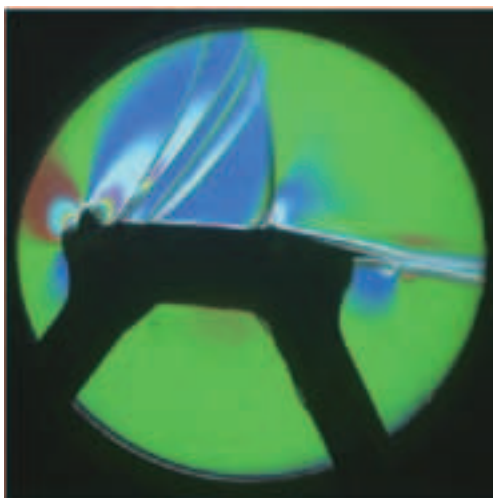
4deg



7deg



5deg



8deg

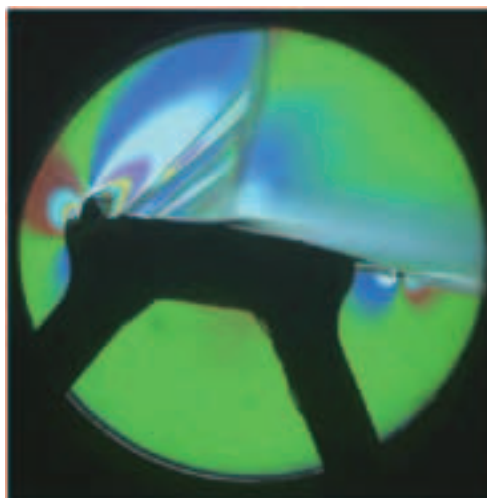
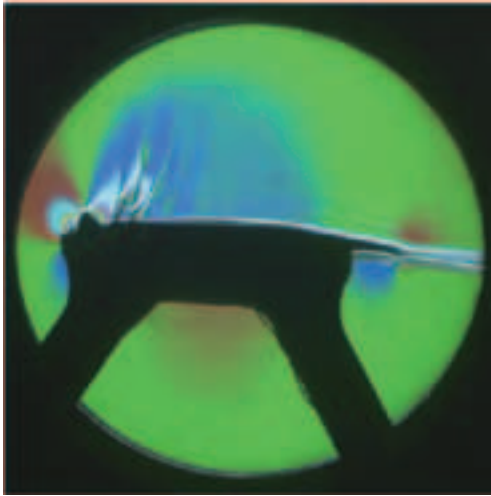


図 L-22 VG あり Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=30deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

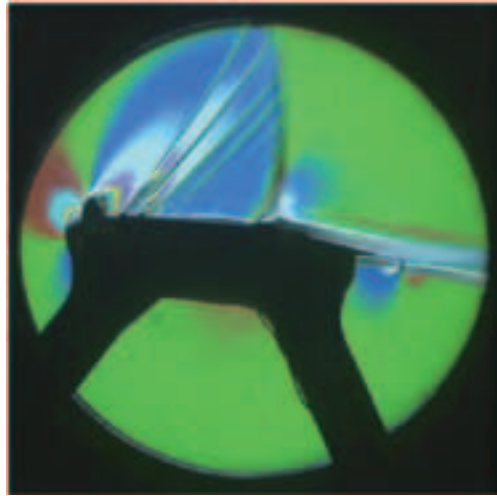
VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=20deg

Xv/C=0.15, AR=4, Re=5M, M=0.74

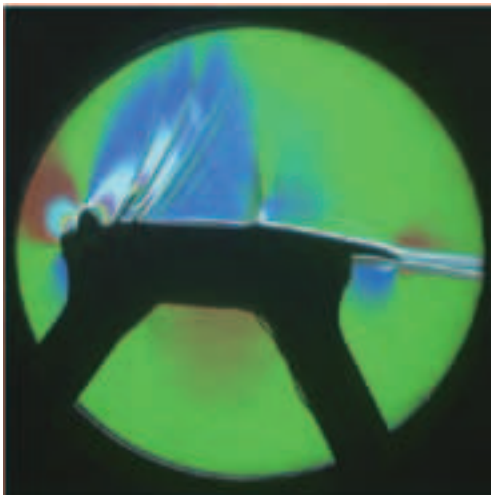
3deg



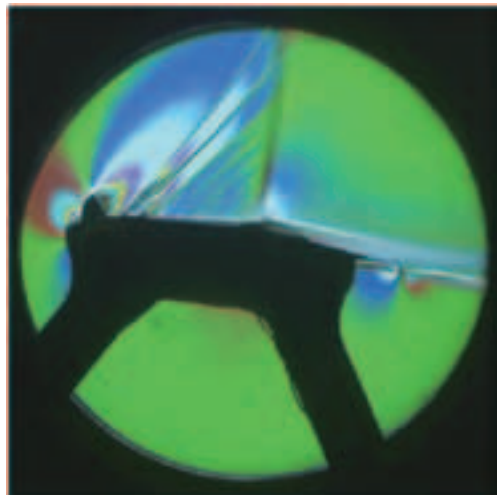
6deg



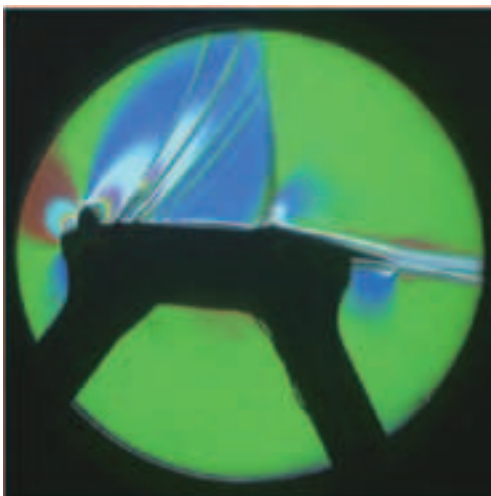
4deg



7deg



5deg



8deg

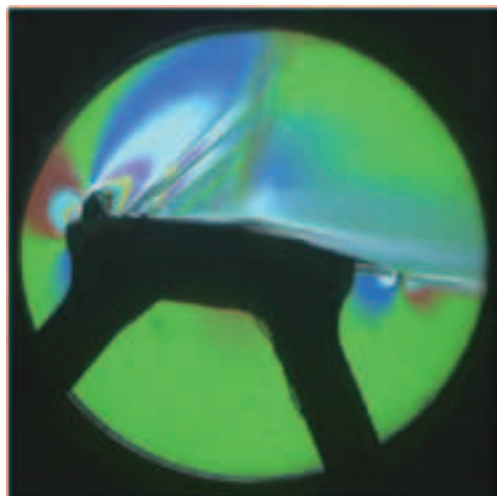
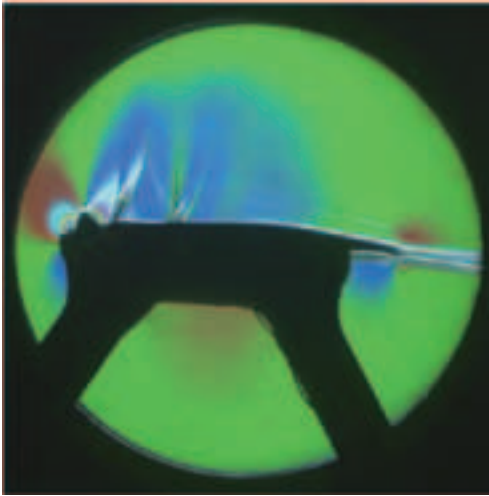


図 L-23 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.15, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

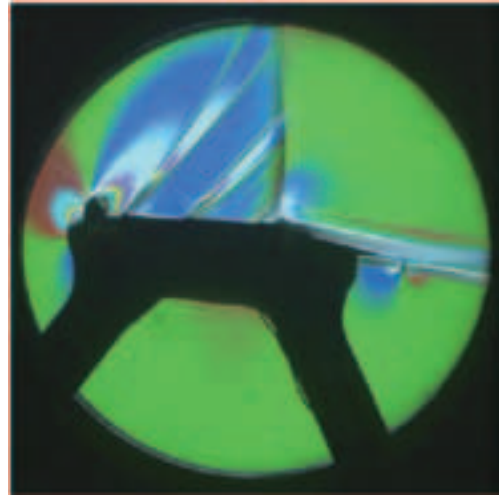
VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=20deg

Xv/C=0.30, AR=4, Re=5M, M=0.74

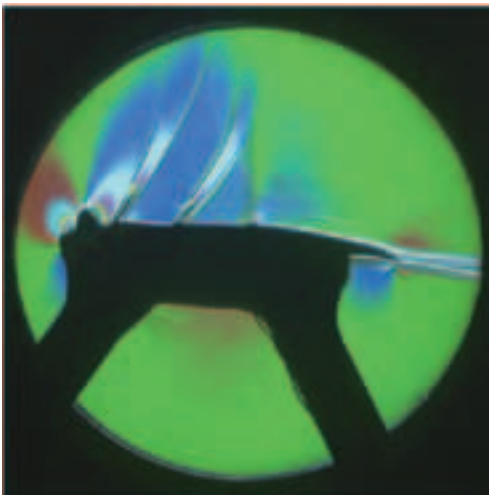
3deg



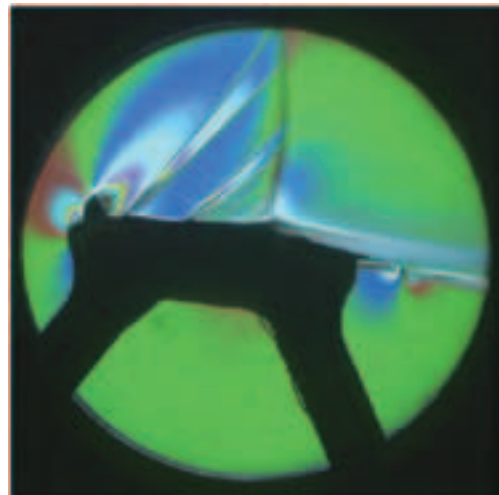
6deg



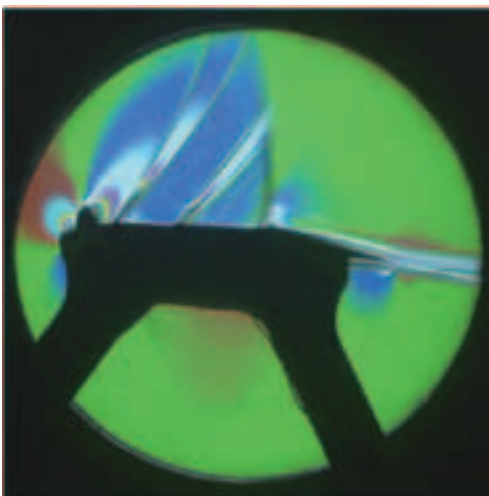
4deg



7deg



5deg



8deg

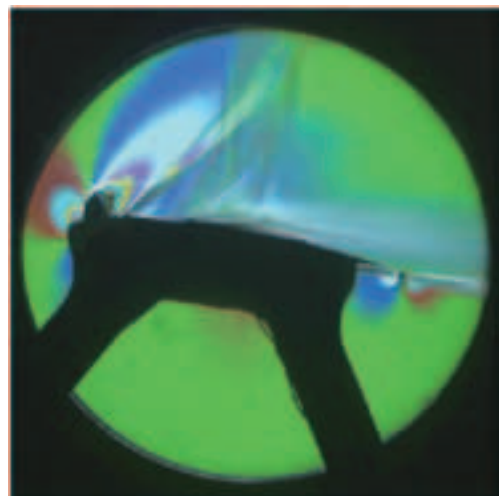
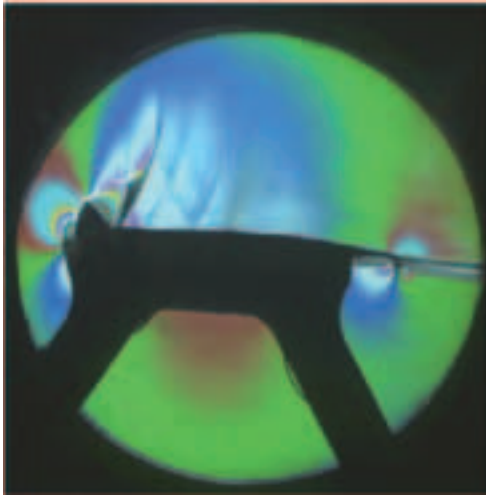


図 L-24 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.30, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角表記

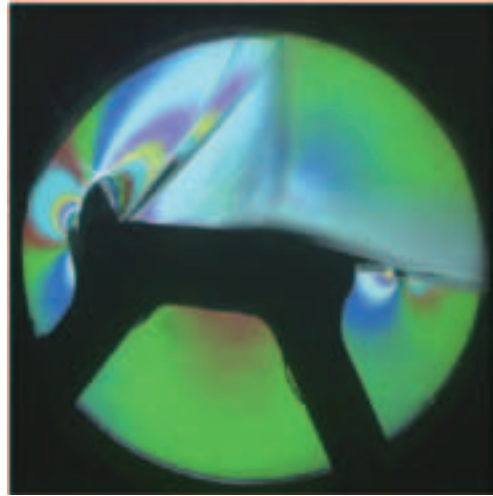
Clean

Re=10M, M=0.74 (12059)

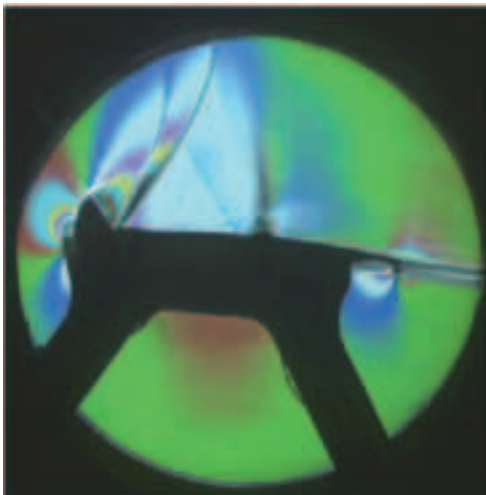
3deg



6deg



4deg



5deg

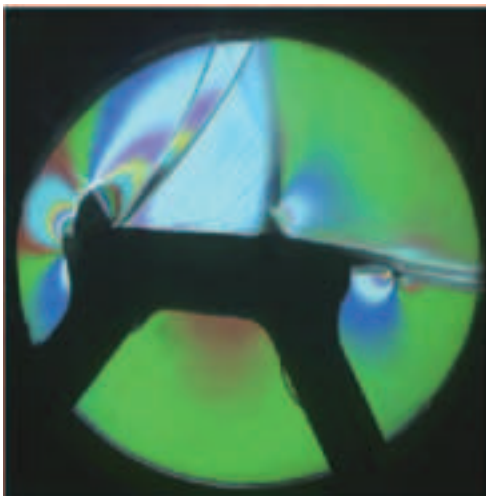


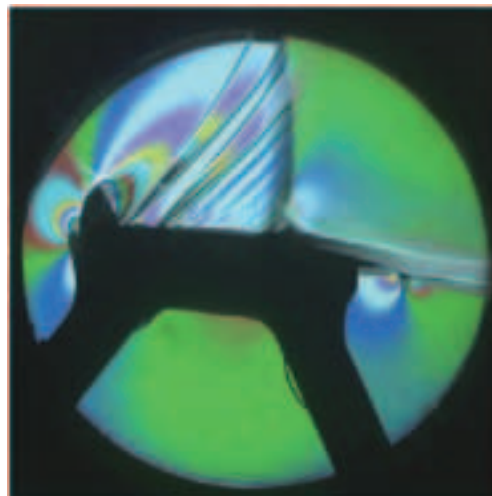
図 L-25 VG なし Re=10M, M=0.74, 設定迎角表記

VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=10M, M=0.74

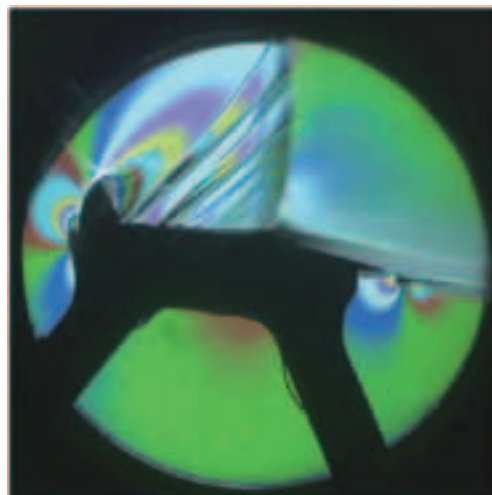
3deg

6deg



4deg

7deg



5deg

8deg

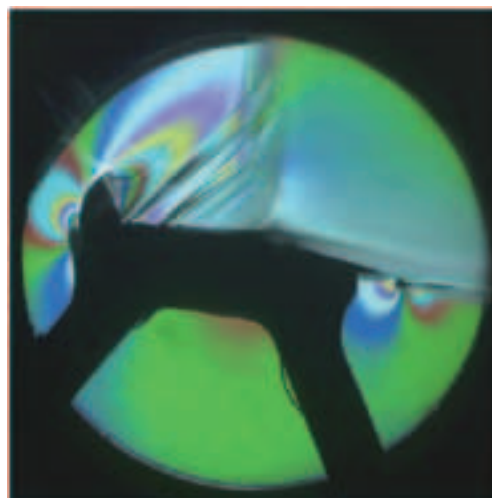
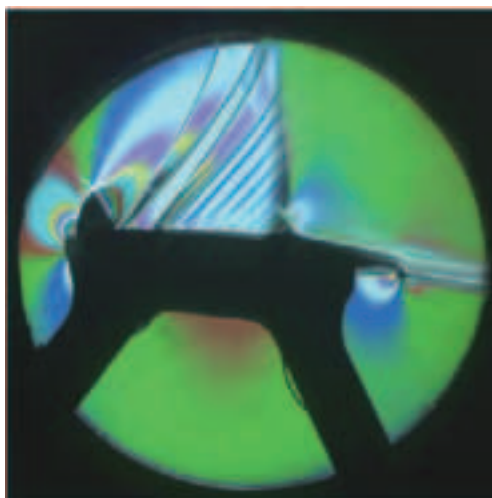


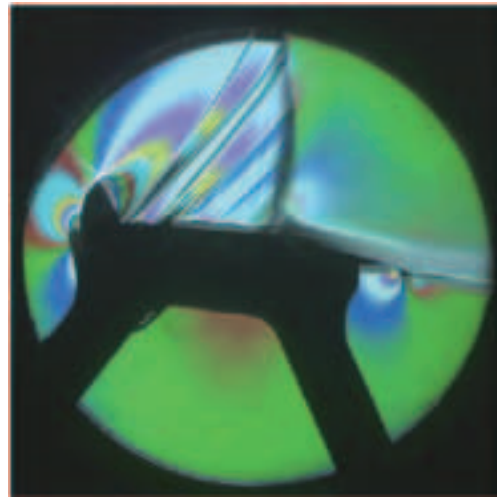
図 L-26 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, AR=4, Re=10M, M=0.74, 設定迎角表記

VG Hv=2.4mm, Dv=24mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=10M, M=0.74

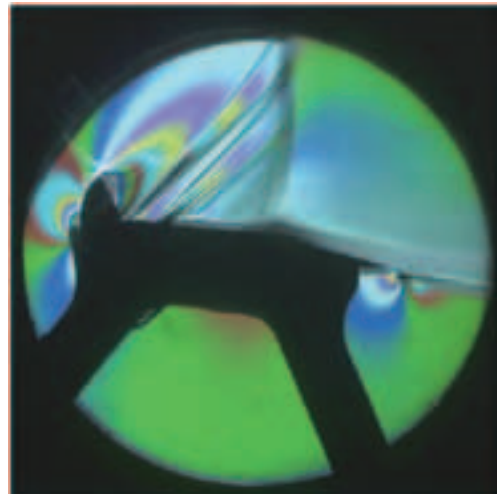
3deg

6deg



4deg

7deg



5deg

8deg

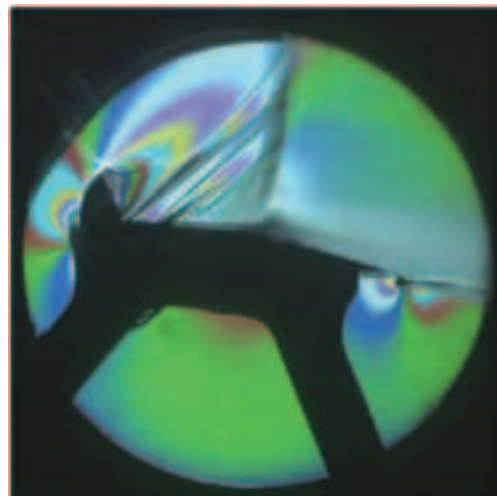
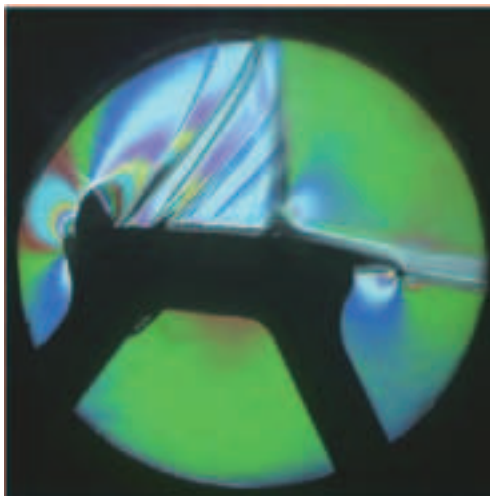


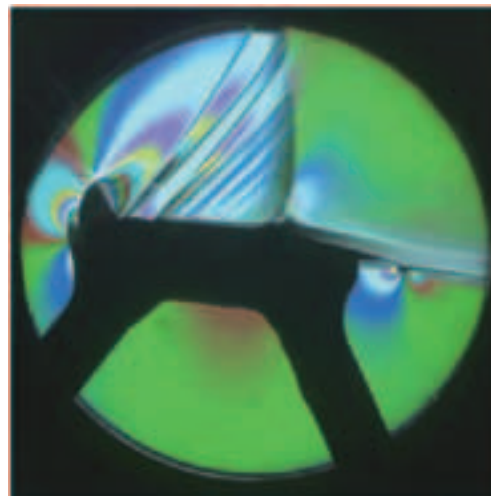
図 L-27 VG あり Hv=2.4mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, AR=4, Re=10M, M=0.74, 設定迎角表記

VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=20deg

Xv/C=0.2, AR=5, Re=10M, M=0.74

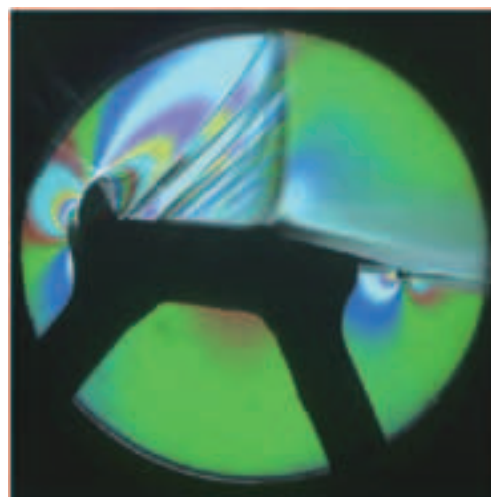
3deg

6deg



4deg

7deg



5deg

8deg

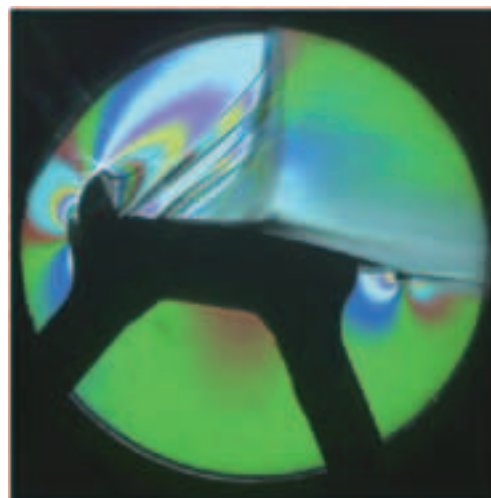
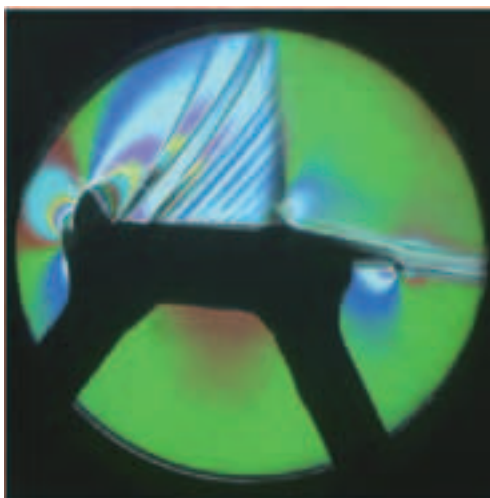


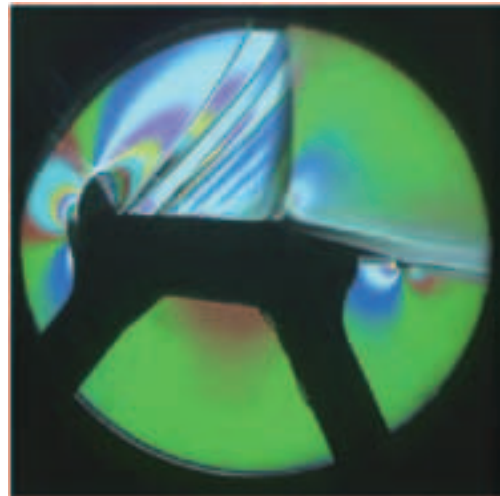
図 L-28 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, AR=5, Re=10M, M=0.74, 設定迎角表記

VG Hv=1.2mm, Dv=12mm Av=10deg

Xv/C=0.2, AR=4, Re=10M, M=0.74

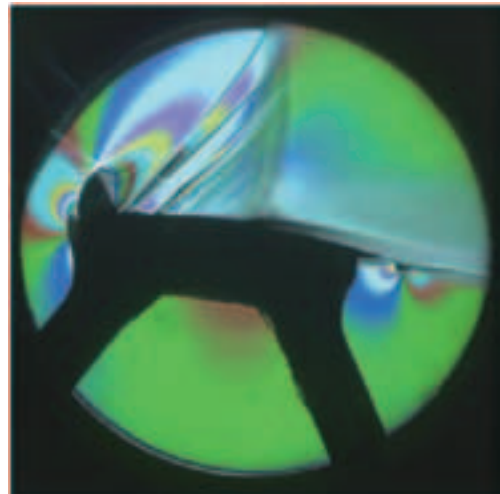
3deg

6deg



4deg

7deg



5deg

8deg

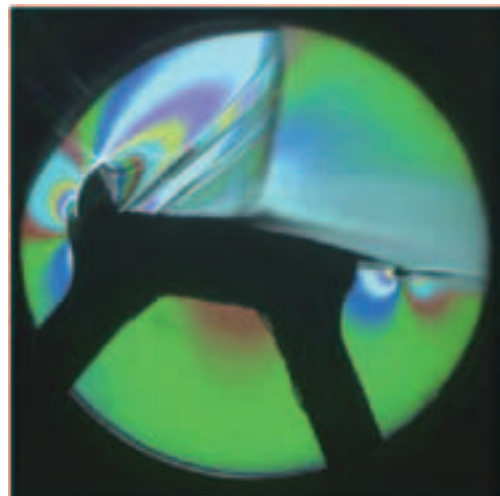
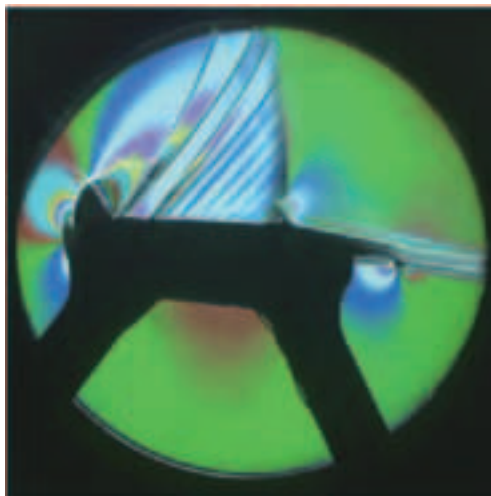


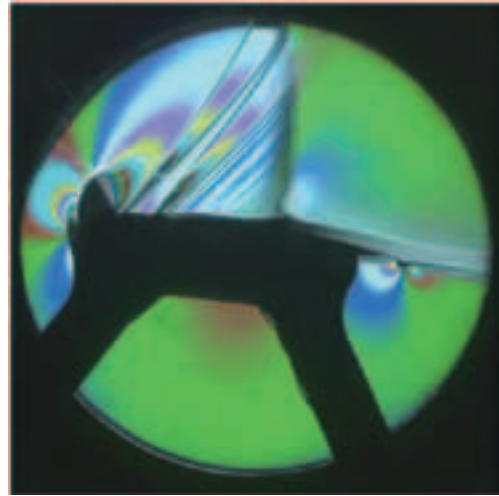
図 L-29 VG あり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=10deg, Xv/C=0.20, AR=4, Re=10M, M=0.74, 設定迎角表記

VG $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$ $A_v=30\text{deg}$

$X_v/C=0.2$, $AR=4$, $Re=10M$, $M=0.74$

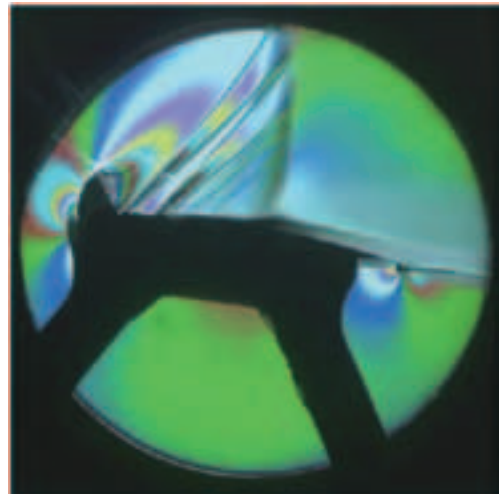
3deg

6deg



4deg

7deg



5deg

8deg

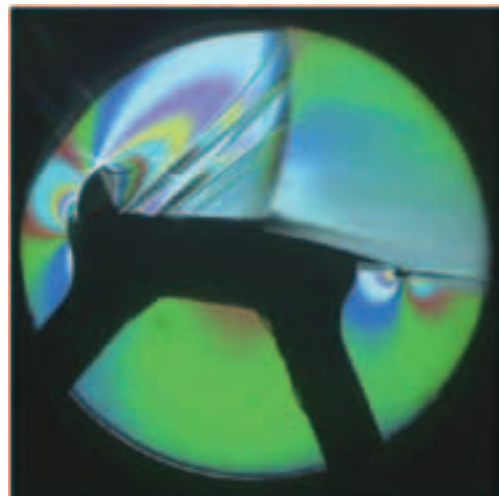
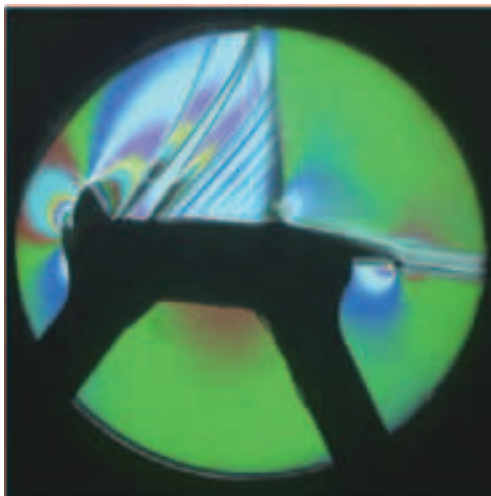
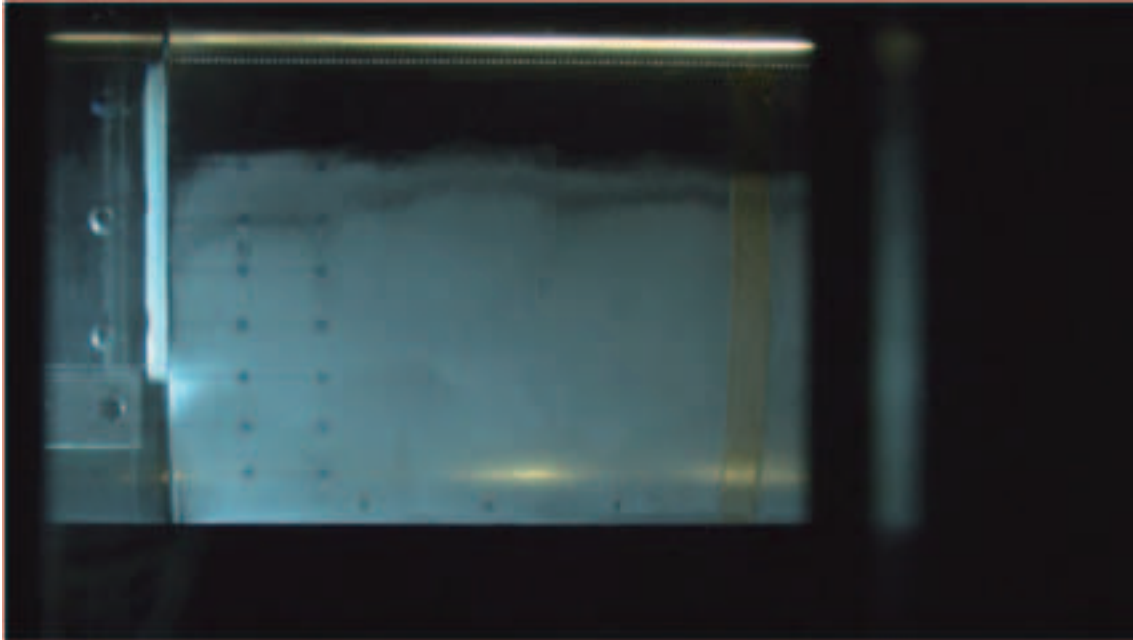


図 L-30 VG あり $H_v=1.2\text{mm}$, $D_v=12\text{mm}$, $A_v=30\text{deg}$, $X_v/C=0.20$, $AR=4$, $Re=10M$, $M=0.74$, 設定迎角表記

Appendix (M) CRM2 次元翼模型のオイルフロー画像

Clean 3deg



Clean 4deg

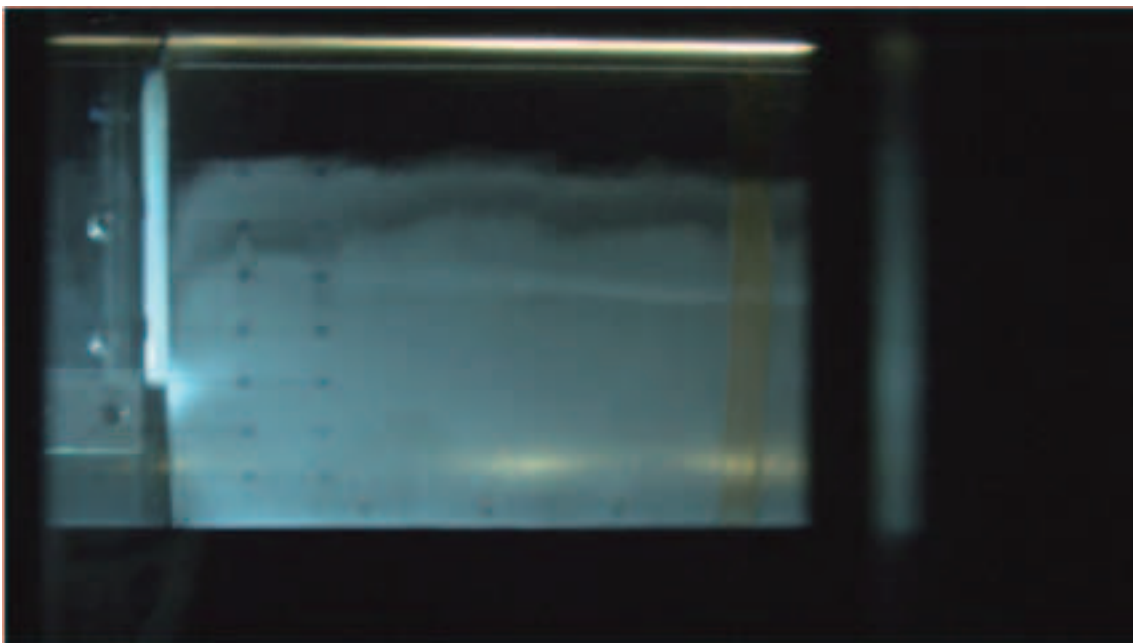
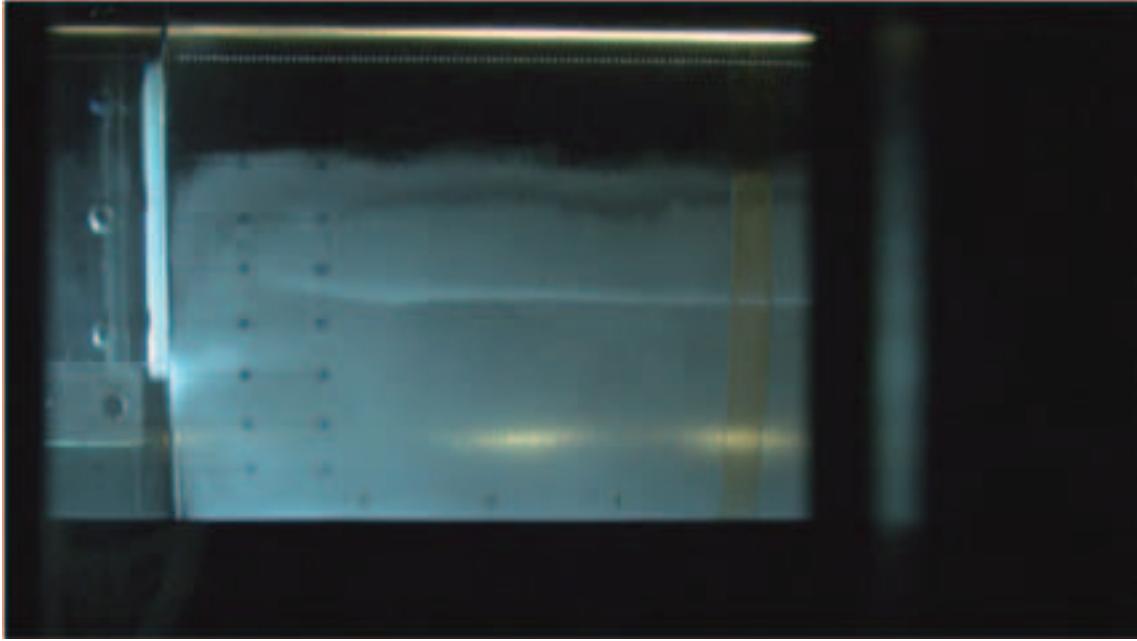


図 M-1 Re=5M, M=0.74 VG なし形態 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Clean 5deg



Clean 6deg

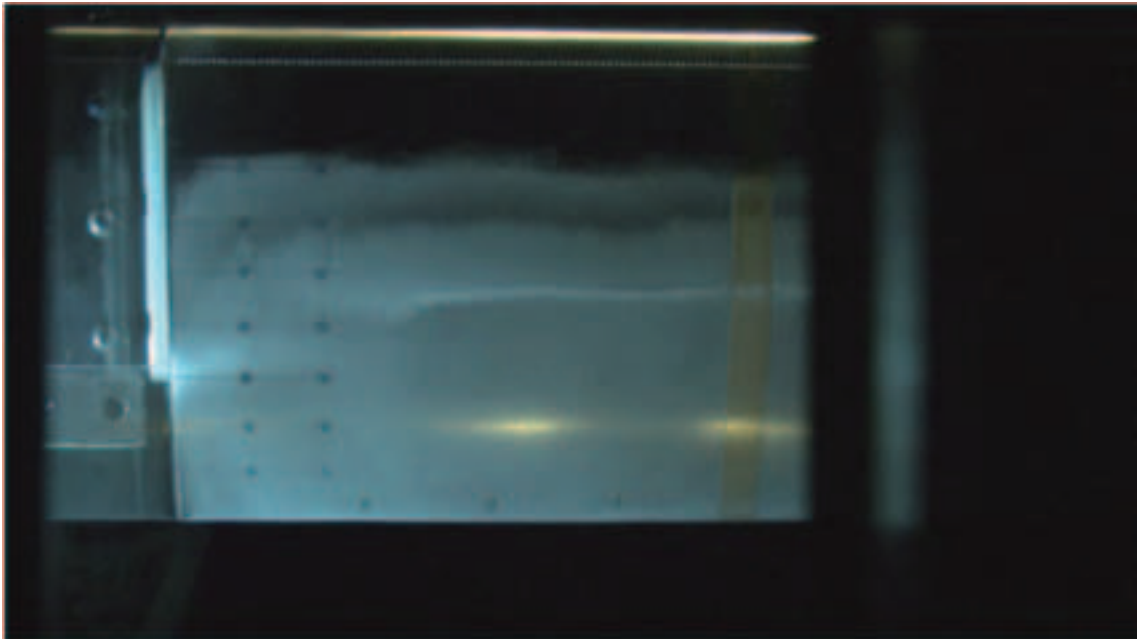
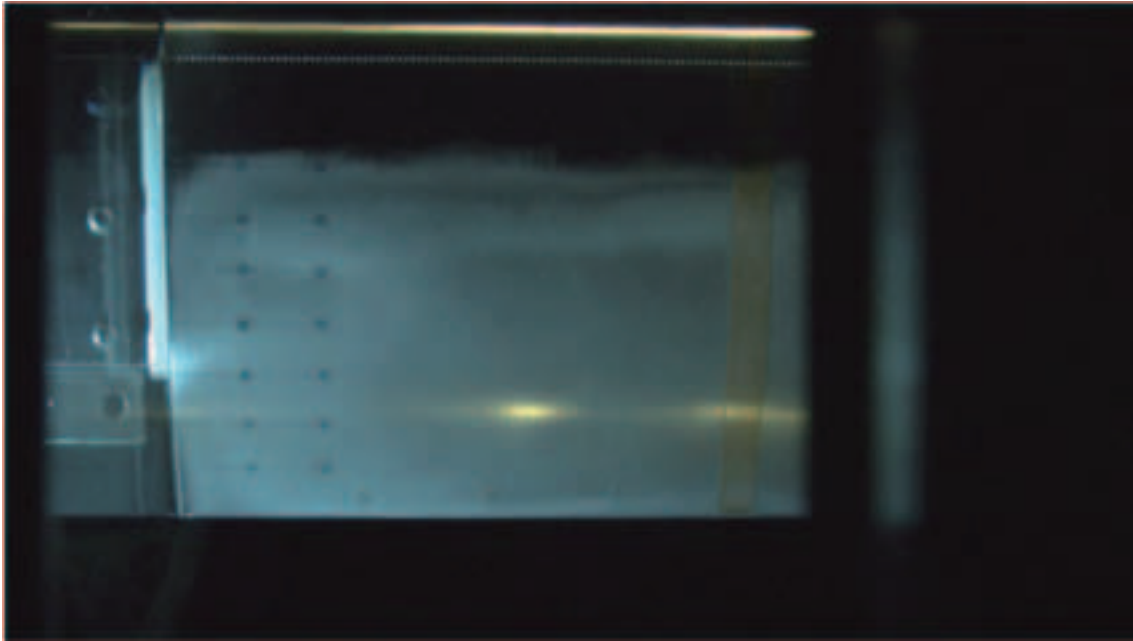


図 M-1(つづき) $Re=5M$, $M=0.74$ VG なし形態 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Clean 7deg



Clean 8deg

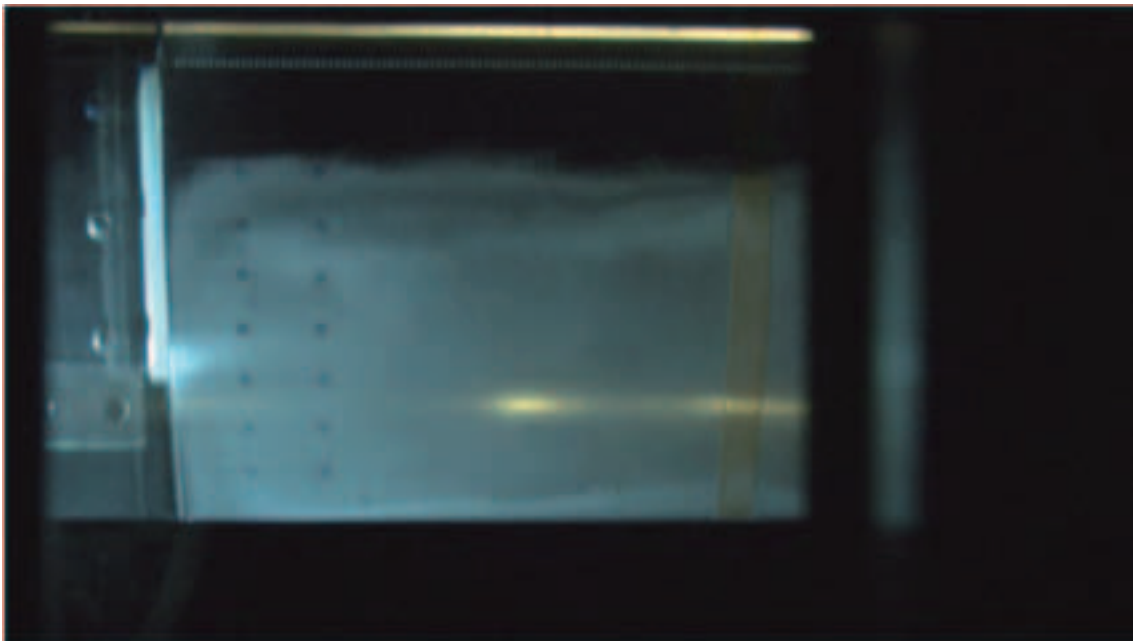
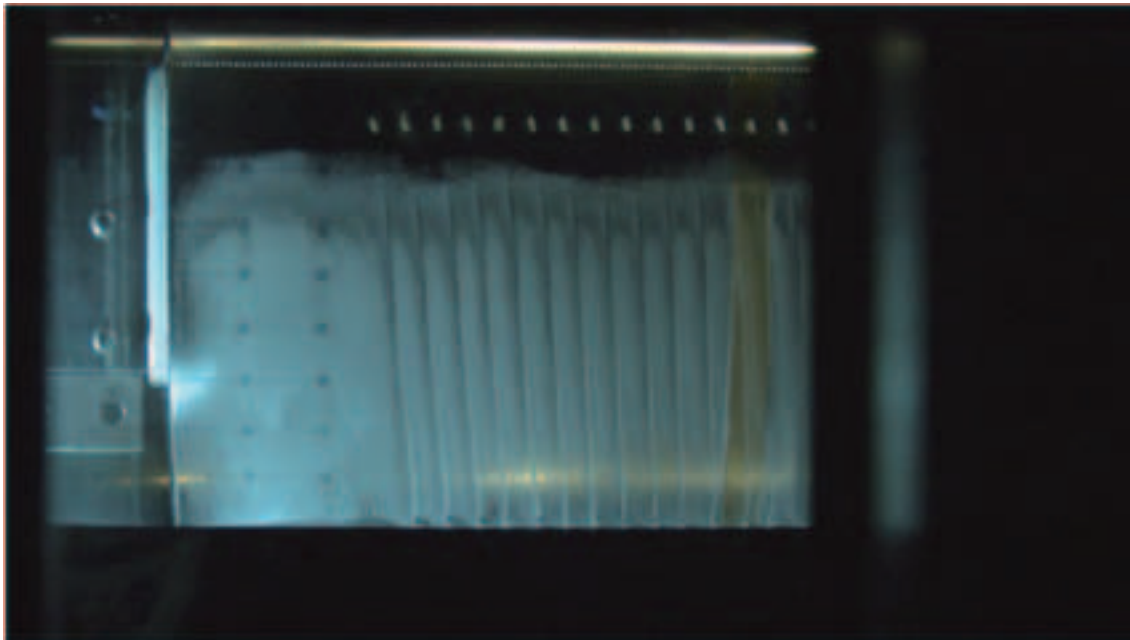


図 M-1(つづき) $Re=5M$, $M=0.74$ VG なし形態 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 3deg



Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 4deg

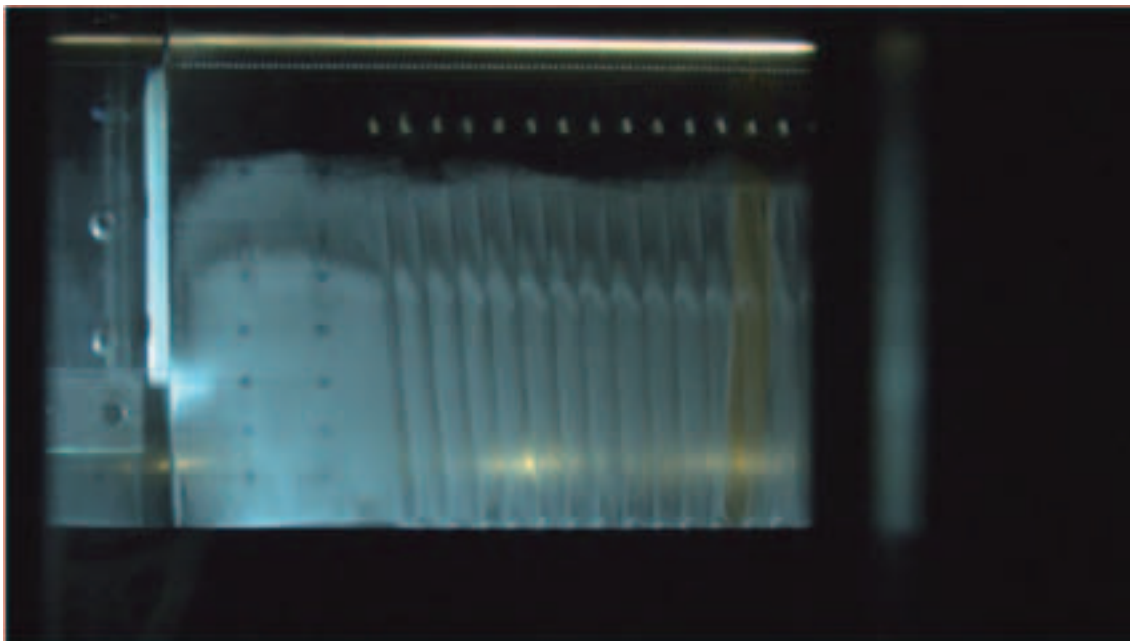
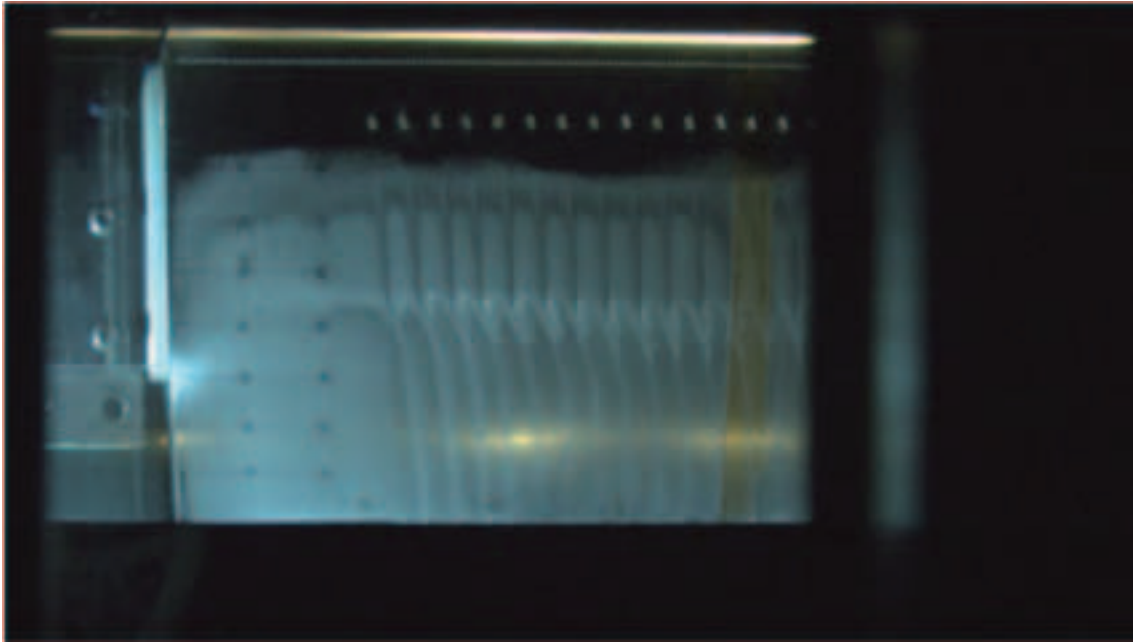


図 M-2 VGあり Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 5deg



Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 6deg

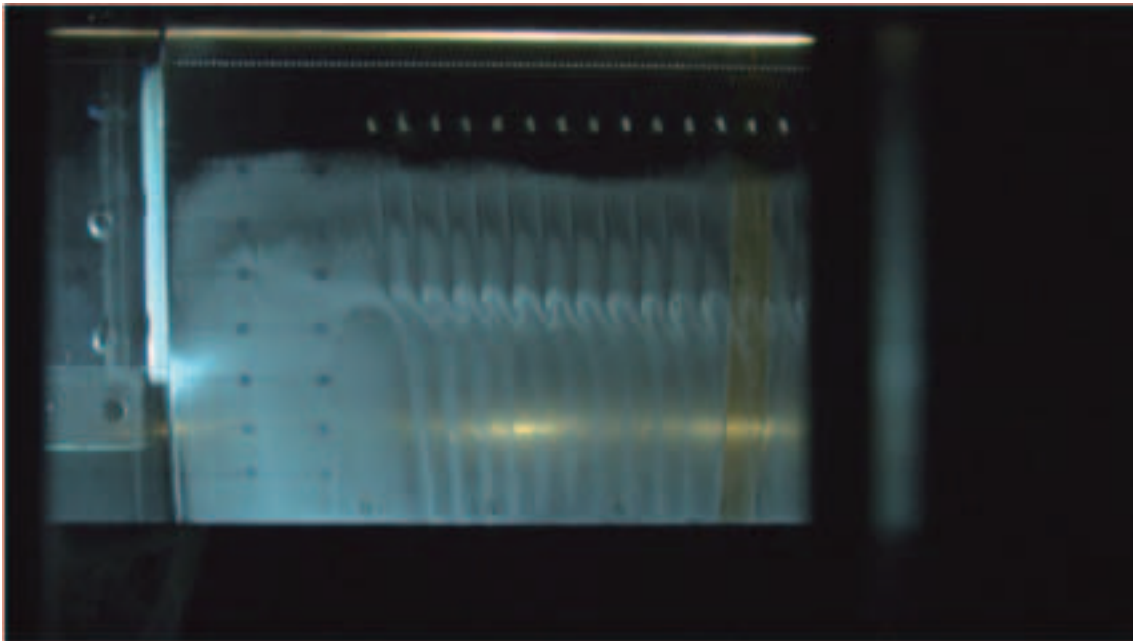
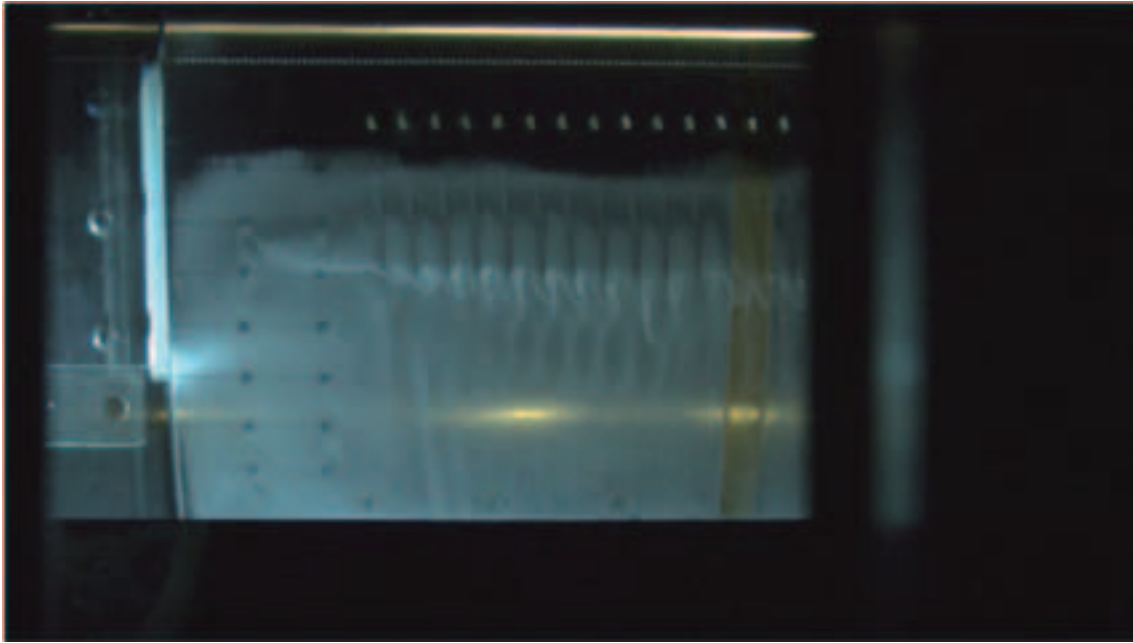


図 M-3 VG あり(つづき) Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 7deg



Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 8deg

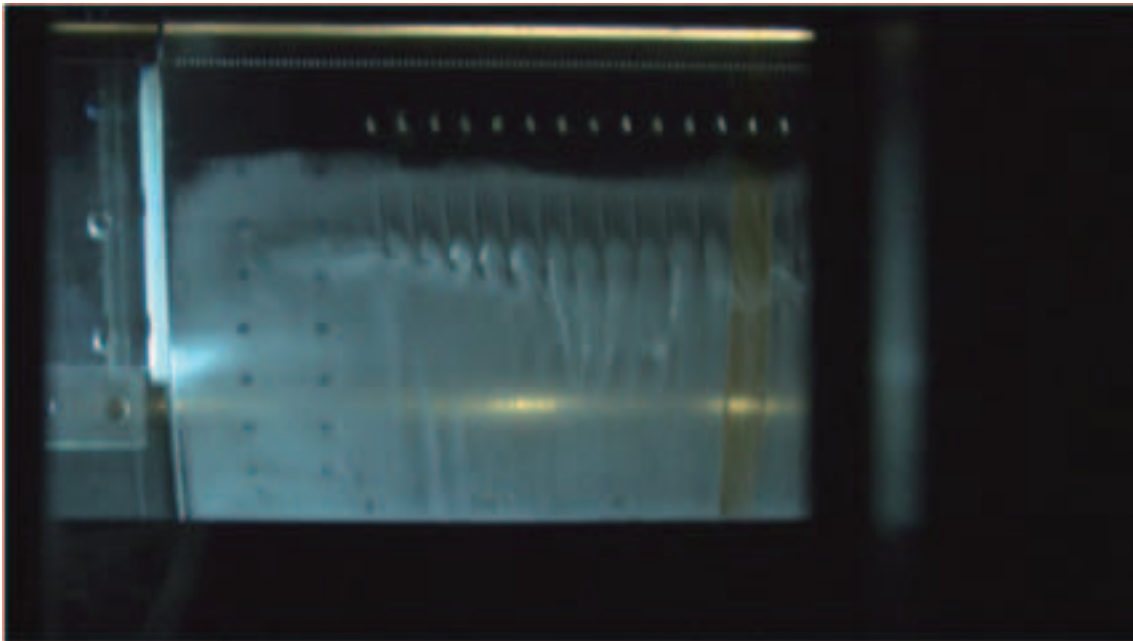
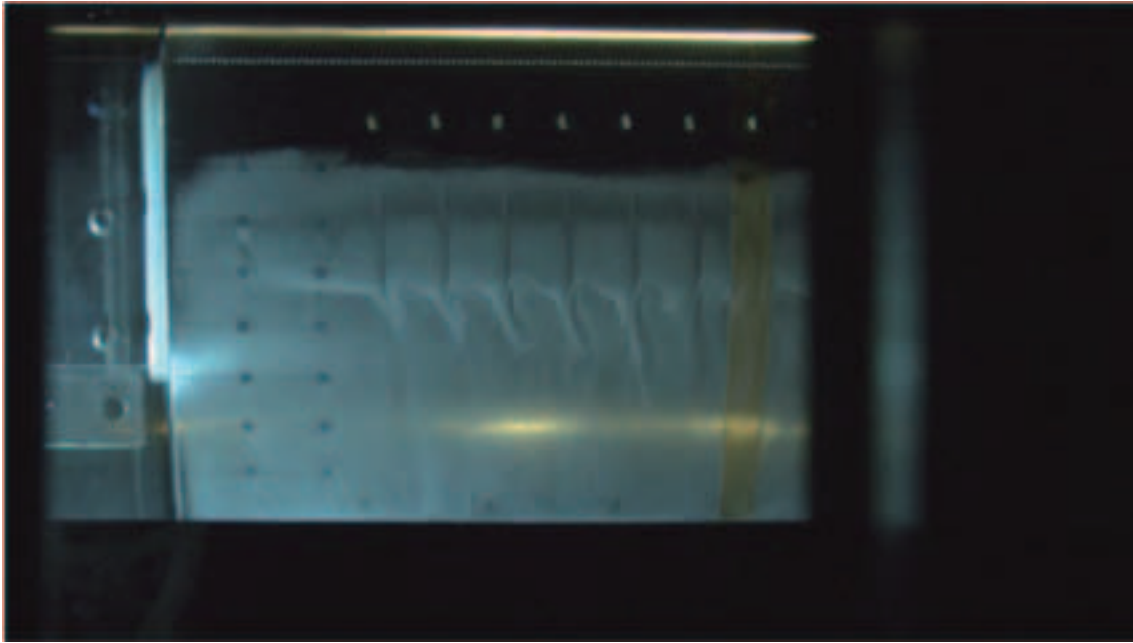


図 M-3 VG あり(つづき) Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 6deg



Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 7deg

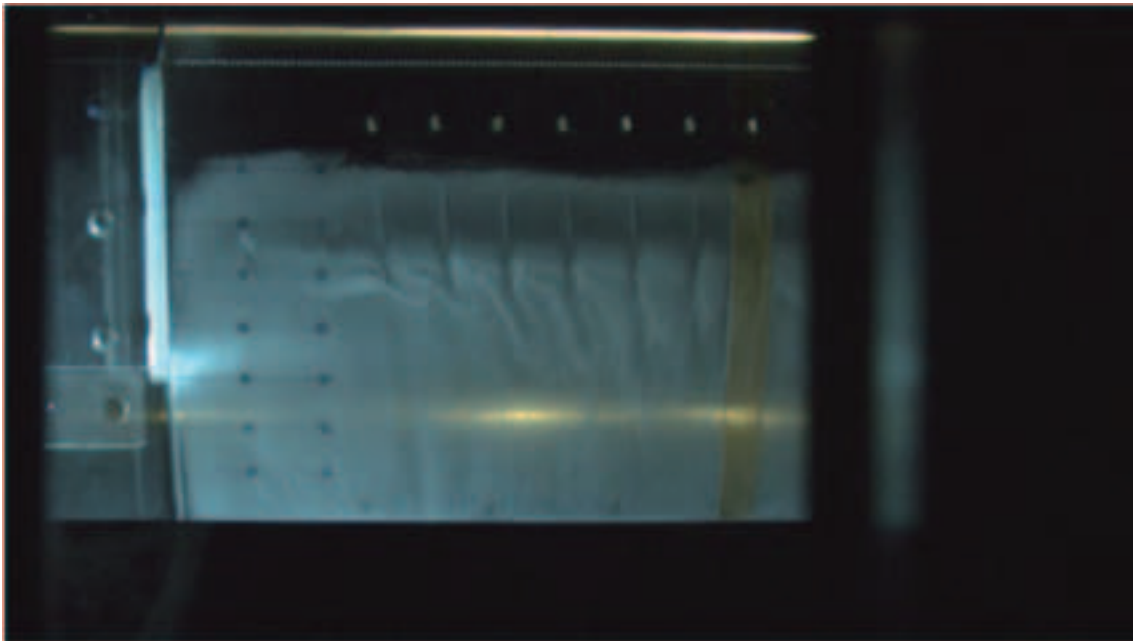
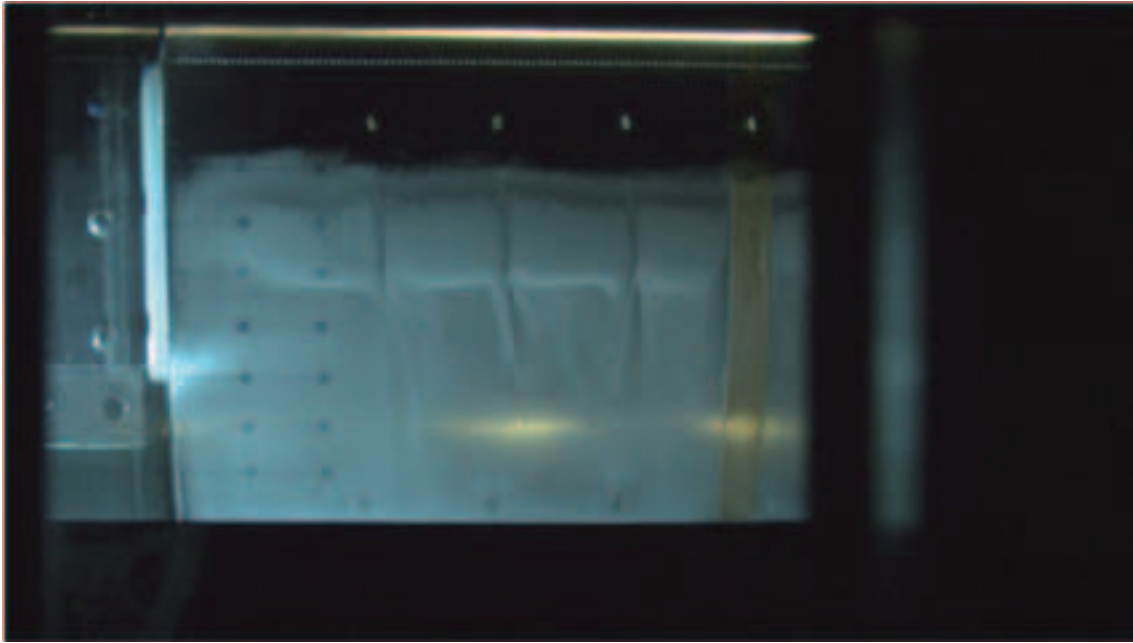


図 M-4 VG あり Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 6deg



Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 7deg

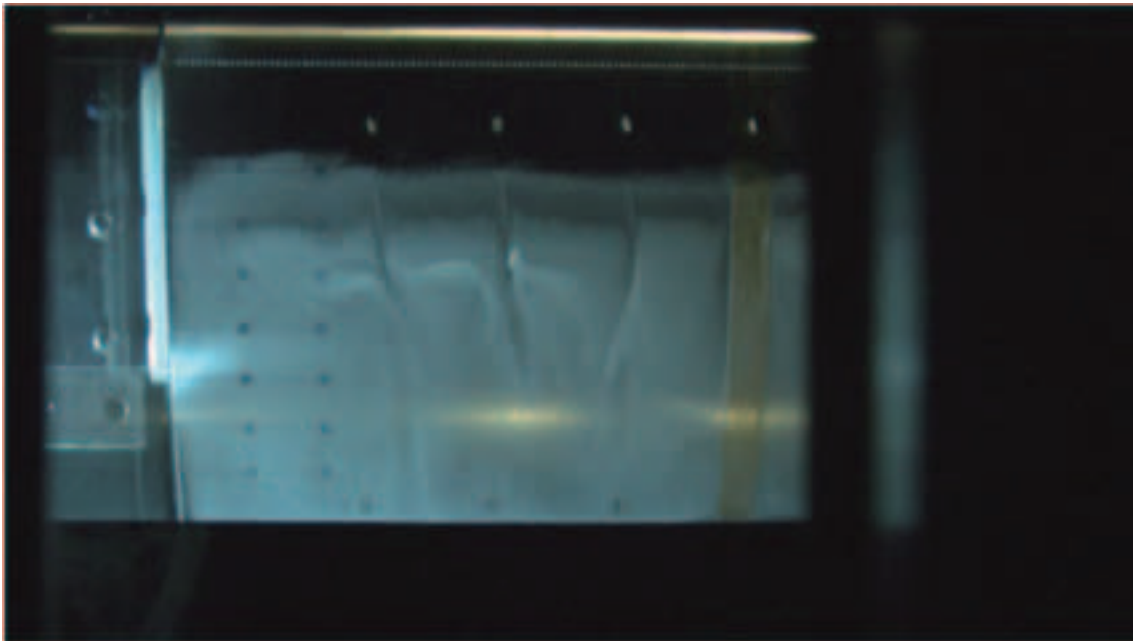
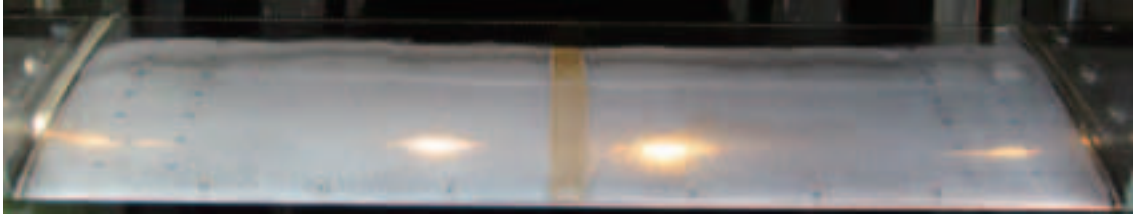
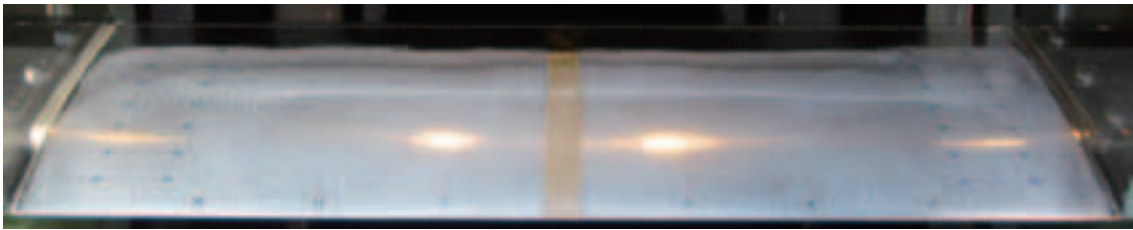


図 M-5 VG あり Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風時に撮影.

Clean 4deg



Clean 6deg



Clean 8deg

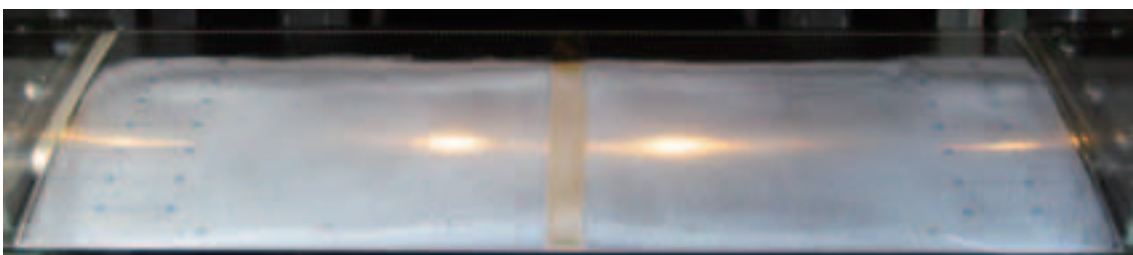
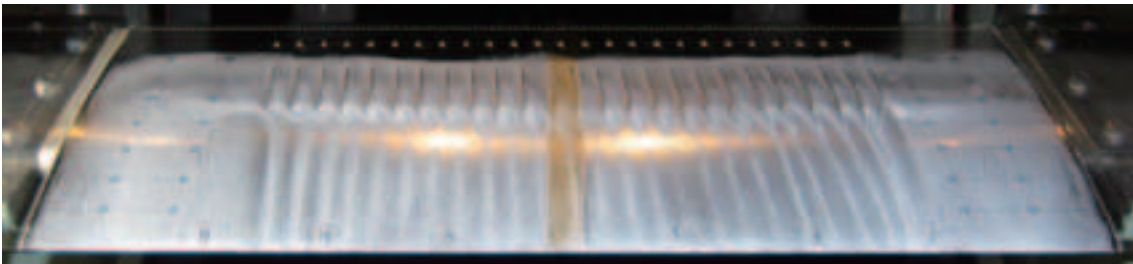


図 M-6 $Re=5M$, $M=0.74$ VG なし形態 設定迎角にて表示, 風洞停止後に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 4deg



Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 6deg



Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 8deg

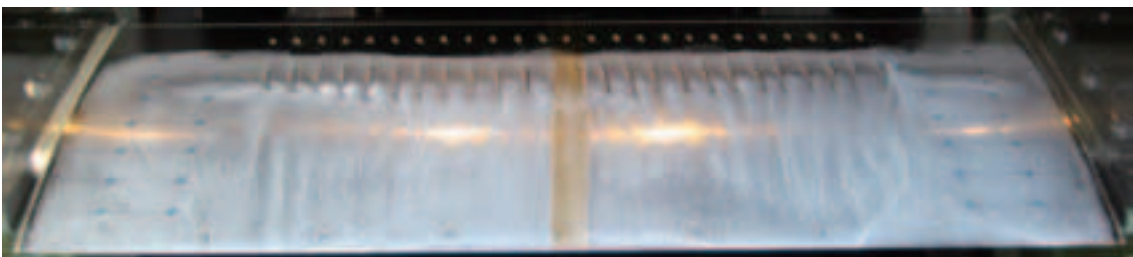


図 M-7 VG あり(つづき) Hv=1.2mm, Dv=12mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風停止後に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 7deg

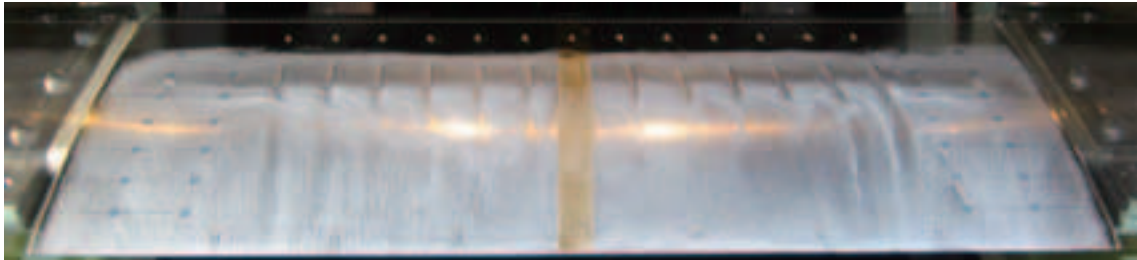


図 M-8 VG あり(つづき) Hv=1.2mm, Dv=24mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風停止後に撮影.

Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.20, 7deg

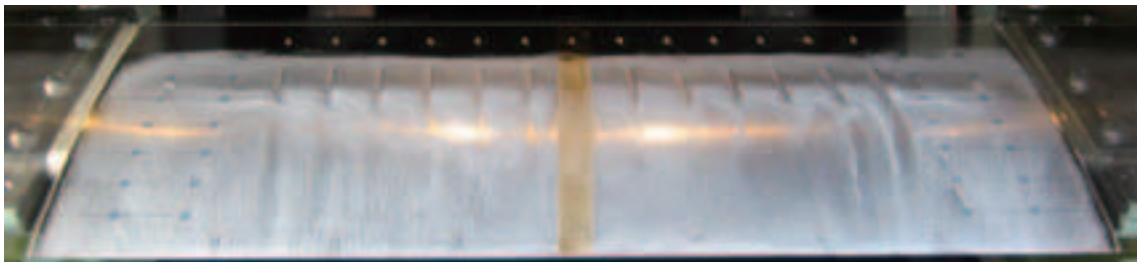


図 M-9 VG あり(つづき) Hv=1.2mm, Dv=48mm, Av=20deg, Xv/C=0.2, AR=4, Re=5M, M=0.74, 設定迎角にて表示, 通風停止後に撮影.

