

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

遷音速三次元翼に対するVortex Generator効果

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

小池 俊輔, 伊藤 靖, 楠瀬 一洋, 村山 光宏, 中北 和之, 山本 一臣
Shunsuke KOIKE, Yasushi ITO, Kazuhiro KUSUNOSE, Mitsuhiro MURAYAMA,
Kazuyuki NAKAKITA and Kazuomi YAMAMOTO

2018年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

遷音速三次元翼に対する Vortex Generator 効果

小池俊輔^{*1}, 伊藤靖^{*1}, 楠瀬一洋^{*1}, 村山光宏^{*1}, 中北和之^{*1}, 山本一臣^{*2}

概要

本報告書は、2011年から2015年にかけてJAXAで実施した遷音速バフエット抑制のためのVortex Generator (VG) に関する研究結果をまとめたものである。既報「遷音速二次元翼に対するVortex Generator 効果」[1]の続編にあたる。既報[1]では、後退角のない二次元翼に限定し、VGの効果をまとめた。本報告書では、実機を模擬した遷音速三次元翼に対するVGの効果をまとめた。研究は、風洞実験とComputational Fluid Dynamics (CFD)の双方を用いて行った。風洞実験においてもCFDにおいても、航空機形状のNASA Common Research Model (NASA CRM)の主翼を対象とした。VGについては、矩形形状、かつ、全てのVGの導入する縦渦の向きが等しいVG列(Co-rotating VGs)を対象とした。本報告書を実用的な報告書にするという観点から、まず、本研究から導かれたVGの設計指針とVGの効果に対する仮説を含む原理を示した。その上で、風洞実験およびCFDにより調べたVGの基本的なパラメータ、高さ、長さ、角度、間隔のVGの効果に対する感度をそれぞれまとめた。解析手法については、風洞実験およびCFDの比較から、本研究で行ったCFD解析は定性的にはVGの効果を適切に捉えられることが明らかとなった。VGの効果に関する新たな知見を得るために、既報[1]で調査した後退角のない二次元翼模型と本研究の三次元翼の結果を比較した。さらにCFDにより複数の後退角の無限後退翼について、VGの効果を調べた。その結果、後退角のある三次元翼においては、VGの導入する縦渦の回転方向が極めて重要であること、VGの前縁が翼端を向くVG配置(Toe-Out VGs)が剥離抑制に効果が高いことが明らかとなった。約30°の後退角をもつNASA CRMの主翼に対してToe-Out VGsを使用する場合は、VGの間隔をVGの高さの80倍としても、VGの効果が明瞭に現れた。この間隔は、後退角のない二次元翼模型の場合の8倍の間隔である。VGの間隔を広くとれることはVGの設置枚数を減らすことにつながり、VGの巡航時の付加抵抗の低減につながる。後退角のある三次元翼に対しては、VGの向きをToe-Outに取り、VGの間隔を後退角の大きさを考慮して設計することが極めて重要であることを明らかにした。

Keywords: Vortex generator, Transonic buffet, Shock wave boundary layer interaction, Streamwise vortex, NASA Common Research Model

doi: 10.20637/JAXA-RR-17-013/0001

* 平成30年2月6日受付 (Received February 6, 2018)

*1 航空技術部門 次世代航空イノベーションハブ
(Next Generation Aeronautical Innovation Hub Center, Aeronautical Technology Directorate)

*2 航空技術部門 FQUROH プロジェクトチーム
(FQUROH Project Team, Aeronautical Technology Directorate)

目次

概要	1
記号表	4
1章 緒言	7
2章 設計方法と理論	10
2.1 VG の設計指針とその根拠	10
2.1.1 VG の種類 - Blade-Type VGs を選択する理由	10
2.1.2 VG の配列 - Co-rotating VGs を選択する理由	10
2.1.3 Blade-Type の Co-rotating VGs の設計パラメータとその定義	12
2.1.4 VG 設置前の剥離パターンの把握とスパン方向の VG 設置領域の決定	13
2.1.5 VG のコード方向の設置位置の決定	14
2.1.6 後退角ありの翼における VG の向き - Toe-Out VGs を選択	16
2.1.7 VG の高さ, アスペクト比, 角度の決定	17
2.1.8 VG の間隔	22
2.1.9 最内舷 VG に関する注意	23
2.1.10 VG 設計のフローチャート	24
2.2 VG 効果の仮説を含む理論	30
2.2.1 VG 効果 1 - 縦渦の境界層攪拌効果	30
2.2.2 VG 効果 2 - 縦渦の整流作用 (既報 [1] より引用)	31
2.2.3 VG 効果 3 - ボルテックス・ジェット効果	32
2.2.4 VG 効果 4 - 境界層の分断および防御壁効果 (既報 [1] より引用)	40
2.2.5 VG 効果 5 - 非定常擾乱の伝播抑制 (“Boundary-Layer (B.L.) Fire-Wall Effect” の非定常効果)	40
2.2.6 VG 効果 6 - VG 渦の横流れ流巻き込み効果	41
2.2.7 VG 効果 7 - 流れ場の 3 次元性と縦渦の回転方向に関する効果	41
2.2.8 VG 効果 8 - 衝撃波境界層干渉における衝撃波緩和効果	42
2.2.9 VG 効果 9 - 3 次元翼に配置された VG の一般的特性	44
2.3 VG の付加抵抗の推算 [6]	46
3章 風洞実験	49
3.1 実験手法	49
3.1.1 80% 縮尺 NASA Common Research Model (80% NASA CRM) [25]	49
3.1.2 ボルテックスジェネレータ	52
3.1.3 JAXA 2m × 2m 遷音速風洞と試験条件	56
3.1.4 計測および可視化手法	57
3.2 結果	58
3.2.1 VG なし形態 (CLEAN) と VG の基本形態 (VGA _v 20H _v 08D _v 40H _v) の比較	58
3.2.2 間隔の影響	67
3.2.3 全機模型と後退角なしの 2 次元翼の間隔感度の差異	71
3.2.4 後退角と縦渦の向きの効果 Toe-In VGs と Toe-Out VGs の比較	74
3.2.5 角度の影響	80
3.2.6 高さの影響	83
3.2.7 スパン方向位置の影響	86

3.2.8	最内舷 VG の影響	89
3.2.9	最内舷 VG のコード位置の影響	97
3.2.10	ナセルの影響	101
3.2.11	VG の付加抵抗とその予測手法の検証	105
3.3	結論	107
4 章	CFD 解析	108
4.1	遷音速無限後退翼	108
4.1.1	解析の対象と条件	108
4.1.2	格子生成	109
4.1.3	CFD 解析コード	109
4.1.4	解析結果	109
4.2	80% NASA CRM 模型	117
4.2.1	解析の対象と条件	117
4.2.2	格子生成	118
4.2.3	解析コード	120
4.2.4	VG なし形態	120
4.2.5	間隔の影響	132
4.2.6	取り付け角の影響	141
4.2.7	高さの影響	143
4.3	結論	143
5 章	結言	145
	謝辞	145
	引用文献	146
	Appendix	151

記号表

$A_{LocalFlow}$	VG 設置位置における機体軸に対する気流の角度
AoA	迎角
AR	翼のアスペクト比, 式(2-33)
$AR_{Elliptic}$	楕円翼のアスペクト比, 式(2-2)
A_v	VG の気流に対する角度, Fig. 2-3, (図中 A_v の表記あり)
A_{vb}	VG の機体軸に対する角度, Fig. 2-3
$A_{v\perp}$	前縁垂直方向と VG の成す角度
b	模型および翼のスパン長
C_D	抵抗係数
C_{DClean}	VG 非設置時の抵抗係数
C_{DI}	誘導抵抗係数
C_{DVG}	VG 設置時の抵抗係数 (3 章の表記)
C_{Dvg}	(VG の付加抵抗算出における) 平板翼上の単一 VG の抵抗係数, 式(2-26)
C_f	表面摩擦抵抗係数
C_L	揚力係数
C_{LClean}	VG 非設置時の揚力係数
C_{LVG}	VG 設置時の揚力係数
C_m	ピッチングモーメント係数
C_M	ピッチングモーメント係数 (4 章の表記)
C_p	圧力係数 (図中 C_p の表記あり)
c	翼弦 (コード) 長
c_{mac}	平均空力翼弦長
$c_{65\%}$	65%翼弦長
c_{\perp}	前縁垂直方向のコード位置
D_v	隣り合う VG の間隔 (Co-rotating VG), Fig. 2-1 (a), Fig. 2-3 (図中 D_v の表記あり), ハの字の VG 対の間隔 (Counter-rotating VG), Fig. 2-1 (b)
d_v	ハの字の対になる VG の間隔 (Counter-rotating VG), Fig. 2-1 (b)
F	VG の付加抵抗推算式における翼面積に対する補正係数, 式(2-26)
H_i	非圧縮流れの定義における形状係数 (Shape factor), 式(2-23)
H_v	矩形 VG の高さ, Fig. 2-3 (図中 H_v の表記あり)
L_v	矩形 VG の長さ, Fig. 2-3 (図中 L_v の表記あり)
M	Mach 数
M_{TE}	翼後縁における Mach 数, 式(2-28)および式(2-30)
M_{∞}	一様流の Mach 数

M_∞	一様流の Mach 数 (4 章の表記)
M_0	無限後退翼解析における基準 Mach 数 (= 0.725)
m_{vg}	VG の付加抵抗推算式における遷音速航空機用の単一 VG のための増幅率, 式(2-26)
N_v	VG の設置枚数, (図中 N_v の表記で注のあるものは片翼の設置枚数)
n_m	衝撃波に至るまでの渦の流れ方向を xz 平面に投影した方向, m は 4.1 のケース番号
n_{3D}	全機模型における衝撃波に至るまでの渦の流れ方向を xz 平面に投影した方向
P	静圧
P_∞	一様流の静圧
p_0	総圧
\bar{p}_t	無次元総圧 (一様流の総圧で無次元化)
Re	Reynolds 数
Re _{2D}	2次元翼における翼弦長に基づく Reynolds 数
Re _{3D}	全機 (3次元) 模型における平均空力翼弦長に基づく Reynolds 数
r	円筒座標系における半径方向座標, Fig. 2-25
r_l	Rankin 渦モデルにおける強制渦と自由渦の境界半径, Fig. 2-26
S	翼面積, 式(2-26)
$S_{Elliptic}$	楕円翼の翼面積, 式(2-2)
S_{vg}	VG1 枚の面積, 式(2-26)
T_0	総温
U	ボルテックス・ジェットの証明における一様流の流速, 式(2-7)
U_{TE}	翼後縁における流速, 式(2-28)および式(2-29)
U_{vg}	ボルテックスジェネレータ設置位置における流速, 式(2-28)および式(2-29)
U_∞	一様流の流速
u	主流方向速度成分 ただし, ボルテックス・ジェットの証明式(2-7)では主流方向速度成分の変化量
u_e	境界層外縁の主流方向流れの速度, 式(2-24)および式(2-25)
u_H	境界層外部の流れを巻き込んだ健全な流れの速度, Fig. 2-23
u_J	ボルテックス・ジェットの速度, Fig. 2-23
u_O	境界層外部の主流方向流れの速度, Fig. 2-23
u_R	境界層内の剥離を助長しやすい流れの速度, Fig. 2-23
u_T	渦全体の流れの速度, Fig. 2-23
\mathbf{v}	速度ベクトル
\mathbf{v}_∞	一様流の速度ベクトル
v_r	円筒座標系における半径方向の速度成分, Fig. 2-25
v_x	円筒座標系における一様流方向の速度成分, Fig. 2-25
v_θ	円筒座標系における周方向の速度成分, Fig. 2-25

X_v	VG のコード方向の設置位置, Fig. 2-3 (図中 X_v の表記あり)
x	機体軸系の直交座標における機体軸方向座標, Fig. 2-3 円筒座標系における一様流方向座標, Fig. 2-25
$x_{Downstream}$	VG のコード方向設置位置の候補領域の最下流位置, Fig. 2-15
$x_{Separation}$	剥離領域のコード方向位置, Fig. 2-14
$x_{Shockwave}$	衝撃波のコード方向位置, Fig. 2-15
$x_{Upstream}$	VG のコード方向設置位置の候補領域の最上流位置, Fig. 2-15
Y_v	VG のスパン方向設置位置, Fig. 2-3, Fig. 2-4 (Span location of VGs), Fig. 2-14
y	機体軸系の直交座標におけるスパン方向座標, Fig. 2-3
$y_{Separation}$	剥離領域のスパン方向位置, Fig. 2-14
z	機体軸系の直交座標における高さ方向座標, Fig. 2-3
α	迎角
α_{vg}	VG の迎角, ($= A_v$), 式(2-32)
ΔC_D	抵抗係数の VG 設置時の VG 非設置時からの差分 ($= C_{DVG} - C_{DClean}$)
$\Delta C_{Destimation}$	VG 付加抵抗の推算値
$\Delta C_{Dexperiment}$	VG 付加抵抗の実験値
ΔC_{Dvg}	航空機の翼面上に設置された 1 枚の VG による抵抗係数の増加量, 式(2-26)
ΔC_L	揚力係数の VG 設置時の VG 非設置時からの差分 ($= C_{LVG} - C_{LClean}$)
ΔC_m	ピッチングモーメント係数の VG 設置時の VG 非設置時からの差分
δ	速度境界層厚さ
$\delta_{99\%}$	99%速度境界層厚さ
δ_i^*	非圧縮流れの定義における排除厚さ, 式(2-24)
Γ	循環
Γ_R	右舷循環値, Fig. 2-7
η	スパン方向の無次元座標 ($= y/(b/2)$)
η_{in}	無次元座標におけるスパン方向の VG 設置位置の最内舷位置
η_{out}	無次元座標におけるスパン方向の VG 設置位置の最外舷位置
Λ	後退角
$\Lambda_{c/2}$	50%コード位置における後退角
θ	円筒座標系における周方向座標, Fig. 2-25
θ_i	非圧縮流れの定義における運動量厚さ, 式(2-25)
ρ	密度

1章 緒言

現在広く運用されている遷音速ジェット旅客機の主翼上面では、巡航マッハ数が1未満であっても、主翼の断面形状により気流は加速され超音速領域が形成される。そのため、主翼上面においては、その気流が減速する位置において衝撃波が生じる。衝撃波は強い逆圧勾配を生む。そのため、翼上面の局所 Mach 数が高くなり衝撃波が強くなると、衝撃波と干渉した境界層内の流体は逆流し剥離領域が形成されうる [2]。

通常、旅客機の主翼は、抵抗を可能な限り抑え、効率的に揚力を生み出せるように、巡航時に発生する衝撃波はできるだけ弱くなるように設計されている。そのため、巡航時においては、有害な剥離領域は生じない、または可能な限り小規模に抑えられている。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る場合や飛行速度が高くなった場合は、翼上面の衝撃波は巡航状態よりも強くなる。その結果、前述の衝撃波・境界層干渉により、主翼上面に剥離領域が広範囲に形成される。

剥離領域は、衝撃波近傍から下流側に形成されることになるため、翼の下流側の揚力が失われ、機首上げの力が働き、航空機の安定性が急激に低下する。さらに、剥離領域からは渦が放出されるため、これに呼応して衝撃波も振動する [2]。その結果、翼上面の圧力分布も非定常に変化する [3, 4, 5]。このような衝撃波振動に伴う圧力分布の非定常変動は、遷音速バフエットと呼ばれる有害な機体振動を発生させる。遷音速バフエットは飛行可能領域を決定する要因の一つでもあるため、その発生を抑制することは航空機の開発上極めて重要である。

遷音速バフエットの抑制に有効な空力デバイスとして Vortex Generator (VG)がある。Fig. 1-1に、この VG の概念図を示す。遷音速バフエット抑制のために使用される VG は、物体表面に設置される小さな平板または翼片の Blade-Type VGs であることが多い。主流に対して、一定の角度を持つことにより、主流方向に軸を持つ渦である縦渦を形成する。縦渦により、境界層外の高い運動量を境界層内部に引き込み、境界層の速度分布を改善して剥離を抑制する効果が、VG の効果の第一義的な効果であると考えられている。

VG は既に実用化された技術であり、また、大規模な設計変更を必要とせずに、微小な改修で十分な効果を得られることから、多くの航空機で利用されている。しかし、一般に運動量輸送で説明される VG の効果のメカニズムには、現在も不明な点が多い。特に衝撃波・境界層干渉に起因する剥離に対する効果については、明らかになっていない。さらに、VG は高度に技術ノウハウに該当する部分が多いことから、公開情報が極めて限られている。飛行試験後の短期間の修正時に、各機体固有の問題にあわせた設計がなされることも、系統だった公開情報が不足している要因であると考えられる。

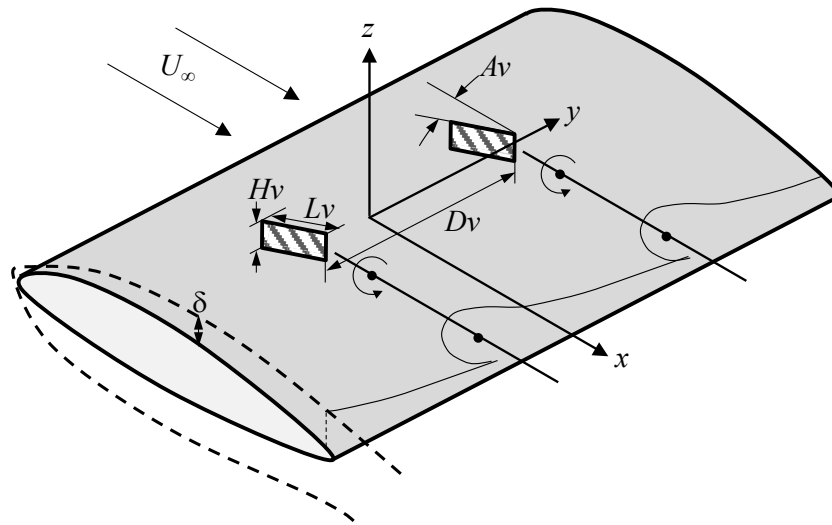


Fig. 1-1 ボルテックスジェネレータの概念図 [1]

このような背景を受け、JAXA では2011年から2015年にかけて、遷音速バフェットの抑制を目的とするVGについて、風洞実験およびCFD解析による一連の研究を実施した。本研究の目的は、ある特定の機体に最適なVG形状やVG配置を設計することではなく、VGの基礎特性を明らかにし、各種の機体に応用の効く基本的な情報を系統的に提供することである。よって、後述のように、本研究においては基本的な形状である矩形形状のVGかつ多くの機体で利用されている縦渦の方向が全て同一向きとなるVG配置 (Co-rotating VGs)に絞り調査した。より具体的には、このような基本的なVGに対して、①その各パラメータの感度を明らかにすること、②パラメータ設計方法を作成すること、③VG効果のメカニズムについて仮説を含めた理論を提唱することを目的とした。

VGに関する一連の研究のうち、2011年から2013年にかけて実施した後退角のない2次元翼に対するVG効果については、既報「遷音速二次元翼に対するVortex Generator効果」 [1]にまとめた。既報 [1]では、最も単純な後退角のない2次元翼模型を対象に、①の目的を主として、VGの高さ、長さ、角度、間隔、取り付け位置について調査した。また、この過程で、VGに対する風洞実験手法およびCFD解析手法の開発を行った。本報告では、この結果を受けて実施したNASA Common Research Model (CRM)の主翼に対するVGの効果をもとめた。NASA CRMは、現行の旅客機にほぼ等しい航空機形状の模型であり、既報 [1]において調査した2次元翼の1つは、この主翼断面形状に基づいたものである。そのため、2次元翼と3次元翼のVGの効果을直接比較することができる。両者の比較により明らかになったことのうち、最も重要な効果は、後退角の効果である。後述のように、後退角のない2次元翼では問題とならない縦渦の回転方向の影響は、後退角を持つ3次元翼では極めて重要であり、また、後退角が大きいほど、VG間隔を大きくとれることも明らかとなった。これらは、本報告ではじめて系統的に報告される内容であり、新規性の高い重要な知見である。

本報告書では、上記の結果を示すとともに、目的①から目的③を満たすように以下のように各章を構成した。まず、この1章では、本研究の背景と目的を示すとともに、本報告書の構成を示

した。次に、2章においてVGの設計方法および仮説を含むVGの効果のメカニズムに関する理論を示した。設計方法は、フローチャートの形でまとめた。さらに、2章では、VGの負の側面である付加抵抗について、その推算方法を文献 [6]より引用して示した。順番は前後するが、2章の設計方法や理論は、3章と4章の結果を踏まえて構成したものである。3章では、風洞実験の手法と結果を示した。風洞実験の結果については、可能な限り、2章の設計方法との対応が分かるように、VGパラメータの影響を報告した。また、付加抵抗の予測手法に対する検証も行った。4章では、CFD解析の手法と結果を示した。CFD解析では、実験では模擬することのできない無限にスパン方向に長い2次元翼についても調査し、後退角のVGの効果に与える影響を調査した。さらに、その結果に基づき、後退角の影響に対する考察を深めた。巻末のAppendixには、オイルフローによる可視化結果を含む可能な限り多くの実験データを収録した。

本報告書には含まないもので、一連の研究として実施したものとしては、VG配置の最適化に関する報告 [7]がある。この最適解は、本研究の風洞実験の結果を考慮しても、定性的には、概ね妥当と判断できる結果であり、実際の配置設計にも有用と考えられる。

本研究の範囲内では、VGの効果やそのメカニズムについて、風洞実験もCFD解析も定常量に基づき評価し、非定常量による評価については実施できていない。設計方法を作成する上で、定常量に基づく評価を優先した理由は、空力性能としては、第一義的には定常量で評価されること、VGによって大規模な剥離が抑制されている範囲では、現象の主要な部分はおよそ定常的にふるまうことによる。しかしながら、遷音速バフェットは非定常的な剥離および衝撃波振動に基づくものであり、より詳細なVGの効果のメカニズムや遷音速バフェット抑制手法の研究には非定常量に基づく調査も必要であると考えられる。近年、非定常量の計測手法 [8, 9]、CFD解析手法 [10, 11]の向上が著しいことから、今後は、これらの技術により、非定常量に基づくVGの効果のメカニズムの解明が進むことを期待する。なお文献 [8]では、この先行的な試みとして2次元翼に対するVG効果についてWavelet解析を利用して非定常量について評価している。

2章 設計方法と理論

本章では、主翼の遷音速バフエット抑制のために使用される VG の一連のパラメータの設計方法を、その理由とともに示す。また、VG の遷音速バフエットを抑制する効果の物理メカニズムに関して、仮説も含め理論的な説明を試みる。

2.1 VG の設計指針とその根拠

2.1.1 VG の種類 - Blade-Type VGs を選択する理由

広義の VG は渦を形成し流れ場に導入することで、流体機器の性能を向上させる空力デバイスである。航空機等の外部流れに限ると、その目的の大部分は有害な剥離の抑制とそれに伴う抵抗や振動の低減である。外部流れに使用される VG も、①境界層中に単純な擾乱として渦を導入し、層流境界層を乱流に遷移させ剥離を抑制するものと、②方向性の強い渦、多くの場合は、主流方向に渦軸を持つ縦渦を選択的に導入し、剥離を抑制するものに大別される。

本研究では、VG として、狭義の②の VG を対象とする。②の VG に限っても、縦渦の形成方法や用途により、複数の種類の VG が提案されている。最も広く使用されているものは、固定された物理形状により縦渦を発生させる VG である。アスペクト比の小さい平板翼形状で迎え角を持ち、その翼端渦を利用する Blade-Type VGs (文献によっては Vane-Type VGs)、圧縮面を持つ 3 次元形状の突起物により縦渦を発生する Ramp-Shaped VGs、翼の先端を鋸刃形状にすることにより、その凹凸から縦渦を発生させる Sawtooth-type VGs などである。ナセルチャインと呼ばれるエンジンナセルの外壁に付いている VG は、Blade-Type VGs と同様のものであり、大きな VG を単独で利用する。物理形状を利用した VG 以外では、境界層に噴流を導入することで縦渦を形成する Jet-type VGs がある [12]。Jet-type VGs は、非噴射時には余計な抵抗を生じないなどの利点はあるものの、気流を供給する系統が別途必要になるため、機体開発後半での微小改修での使用には向かない。近年は、低速流れが対象ではあるが、プラズマアクチュエータによる VG も提案されている [13]。

これらの VG の中でも、Blade-Type VGs は、構造が単純で製作や設置が容易、壊れにくい、保守が容易、機体開発後半における微小改修で利用可能などの利点を持ち、現状ある VG の中でも最も実用的である。そのため、本研究では、この Blade-Type VGs を遷音速バフエット抑制のためのデバイスとして選択する。

2.1.2 VG の配列 - Co-rotating VGs を選択する理由

翼を対象に使用される Blade-Type VGs は、一般に複数枚の VG を配列して用いられる。遷音速バフエット抑制のための VG に対する初期の文献 [14]にも紹介されているように、代表的な VG 配列は、縦渦の回転方向が全て同一の Co-rotating VGs と、隣り合う渦の向きが逆向きとなる Counter-rotating VGs である。それぞれの配置を Fig. 2-1 に示す。また、下流から眺めた場合の縦

渦と縦渦の移動方向を Fig. 2-2 に示す. 両図では, VG は 4 枚しか示されていないが, 図外にも連続的に VG が配置されているものとする.

Fig. 2-2 (a) に示すように, 等間隔に配置された Co-rotating VGs では, 主流に垂直な断面内で縦渦は壁面に平行に移動する. これは, 左右の渦の上昇および下降の誘起速度が対称性により打ち消しあい, 壁面に対称に現れる鏡像渦の誘起速度により渦が移動するためと理解できる. 他方, Counter-rotating VGs では, Fig. 2-2 (b) に示すように, 渦は上下方向に移動する. この図では, 渦の上昇流側同士が近い場合を表しており, 上方に渦が移動している.

Co-rotating VGsは, 壁面に沿って移動するため, 軌道が予測しやすく縦渦が継続的に境界層と主流との間を攪拌する状態を容易に設計することができる. 他方, Counter-rotating VGsは, 縦渦の高さが气流方向に変化するため, この移動を考慮する必要が出てくる. VGの運動量輸送の効果を考慮すると, 例えば, VGが作る縦渦があまりにも高い位置に上昇し, 主流のみを攪拌している状態は, 境界層に運動量を与える効果が乏しいため避けなければならない. Counter-rotating VGsは, 設計の観点からは難しいVG配列と言える. そのため, Fig. 2-2 (b) に示すような上昇流や, Fig. 2-2 (b)とは間隔の関係が逆の場合に生じる下降流を, 意図的に使用する場合, 例えばエンジン排気をキャンバの大きい翼面に添わせるような場合などを除いては, 選択しない方が良く¹と考える.

本研究で対象とする主翼では, 意図的な上昇流や下降流は必要とされない. さらに, 3章や4章で示すように, 現行の航空機の後退角のある主翼では, 効果の高い縦渦の向きは定まる. VGの前縁が翼端を向くVG (Toe-Out VG, Fig. 2-3) の作る縦渦の効果が高い. 後退角のある翼で, Counter-rotating VGsを採用すると, 半数のVGはほとんど機能せず, 付加抵抗ばかりを生むことになる. よって, 現行の航空機の主翼では, 遷音速バフエット抑制のためのVG配列として, Co-rotating VGsを選択する.

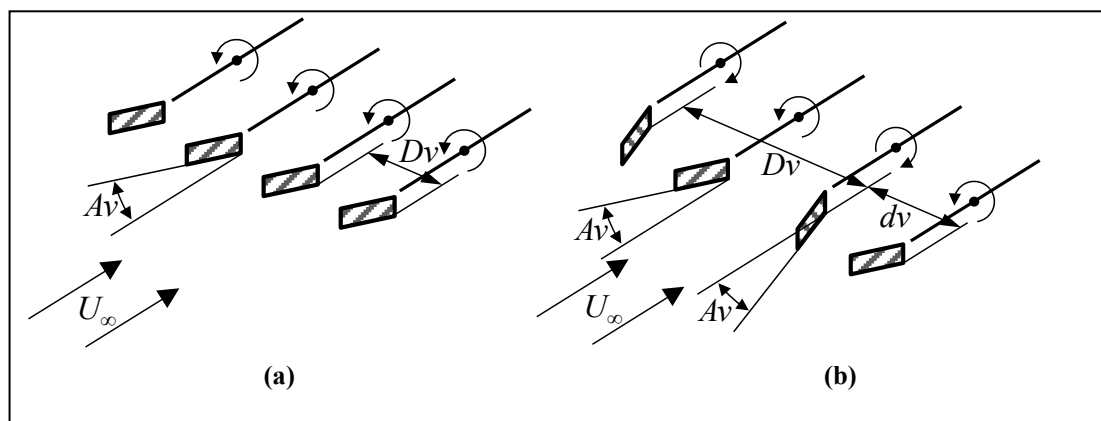


Fig. 2-1 Vortex Generator の基本的配列: (a) Co-rotating VGs; (b) Counter-rotating VGs [1]

¹エンジンインレットなど内部流の衝撃波剥離では, 境界層よりもVG高さの低い, Sub-Boundary Layer VGs と呼ばれるVGにおいて, Counter-rotating VGsが好んで使用されている. これは, 境界層内に横流れがない系を対象にしていること, 縦渦が上昇することにより, 物理的なVGの高さを低く抑え, 境界層外縁に近いところを攪拌する効果を得られているためと考えられる.

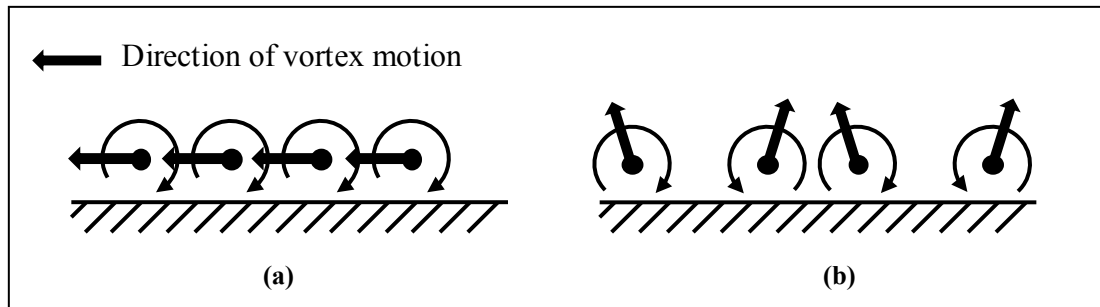


Fig. 2-2 流れに対して垂直断面での、壁面上にある縦渦の移動方向: (a) Co-rotating VGs; (b) Counter-rotating VGs

2.1.3 Blade-Type の Co-rotating VGs の設計パラメータとその定義

以下では、選択された Blade-Type の Co-rotating VGs に対するパラメータの設計方法について述べる。ここでは、Blade-Type の Co-rotating VGs の設計パラメータについて定義する。矩形 VG を対象とする VG 設計におけるパラメータを Fig. 2-3 に示す。

Fig. 2-3 (a) のように、単独の矩形VGでは、高さ H_v と長さ L_v が設計パラメータである。形状については、VG先端を切り落としたゴシック形状や三角形のものも、実際の航空機では広く利用されている。しかしながら、ここでは、基本的なパラメータに絞るため、形状の効果については除く²。実際に機体に設置する時には、Fig. 2-3 (a) のように一定の厚さを持つ台座 (Base plate) を用意して、これを固定することになる。この台座については、厚みを薄くすることで、影響はほぼ無視できるものとする。

Fig. 2-3 (b) は、航空機の片翼の模式図であり、その上面に VG が設置されている。理想的な 2 次元翼の場合は、スパン方向 y のどの位置でも、剥離などの状況は同じであるため、一様に端から端まで VG を設置すれば良い。しかし、実際の主翼には翼端があり、また形状も 3 次元的である。そのため、 y 方向の各位置で剥離パターンも異なる。よって、 y 方向のどの領域に VG を設置するか決めなければならない。図上では、この領域を両矢印で表している。便宜上、この領域を、スパン方向の VG 設置領域 Y_v と呼ぶ。

Fig. 2-3 (c) に、Fig. 2-3 (b) の一部を拡大した図を示す。図のように、スパン方向の VG 設置領域において、コード方向のどの位置に VG を設置するかを定めることになる。この位置を VG のコード方向の設置位置 X_v とする。本報告書では、3 次元翼も含めて一貫した定義とするため、この X_v は機体軸方向 x に沿って、設置位置の前縁からの距離と定義する。また、VG の間隔 D_v も、3 次元翼も考慮して、Fig. 2-3 (c) のように、スパン方向 y に沿った方向の距離と定義する。後退角を持つ翼の場合は、VG の間隔 D_v が、VG 先端間の距離と異なる点に注意が必要である。

Fig. 2-3 (d) は、Fig. 2-3 (c) を拡大した図である。この図では、VG を設置する角度を定義する。後退角のない 2 次元翼の場合、一様流と VG に流入する xy 断面内の流線の角度は一致するため、この角度は xy 断面における一様流に対して定義すれば良い。しかし 3 次元翼の場合は、必ずし

²本報告書には含まないが、CFD による比較では、先端を切り落とすことにより、VG 周りの微小な剥離が抑えられた。

も両流線の向きは一致しない. VG を翼と捉えると, この角度は迎え角に当たり, 迎え角が大きいほど, VG が作る翼端渦は強くなる. そのため, VG の作る縦渦の強さと関係するように, VG の角度を定義すべきである. 本報告書では, Fig. 2-3 (d) に示すように VG に流入する局所流れの向きを基準に VG の設置角度 A_v を定義する. この角度は一般に機体軸に対する VG の角度 A_{vb} とは異なる. 以下では, これらのパラメータについて, 設計時の決定順序に沿って, その決定方法とその理由について示す.

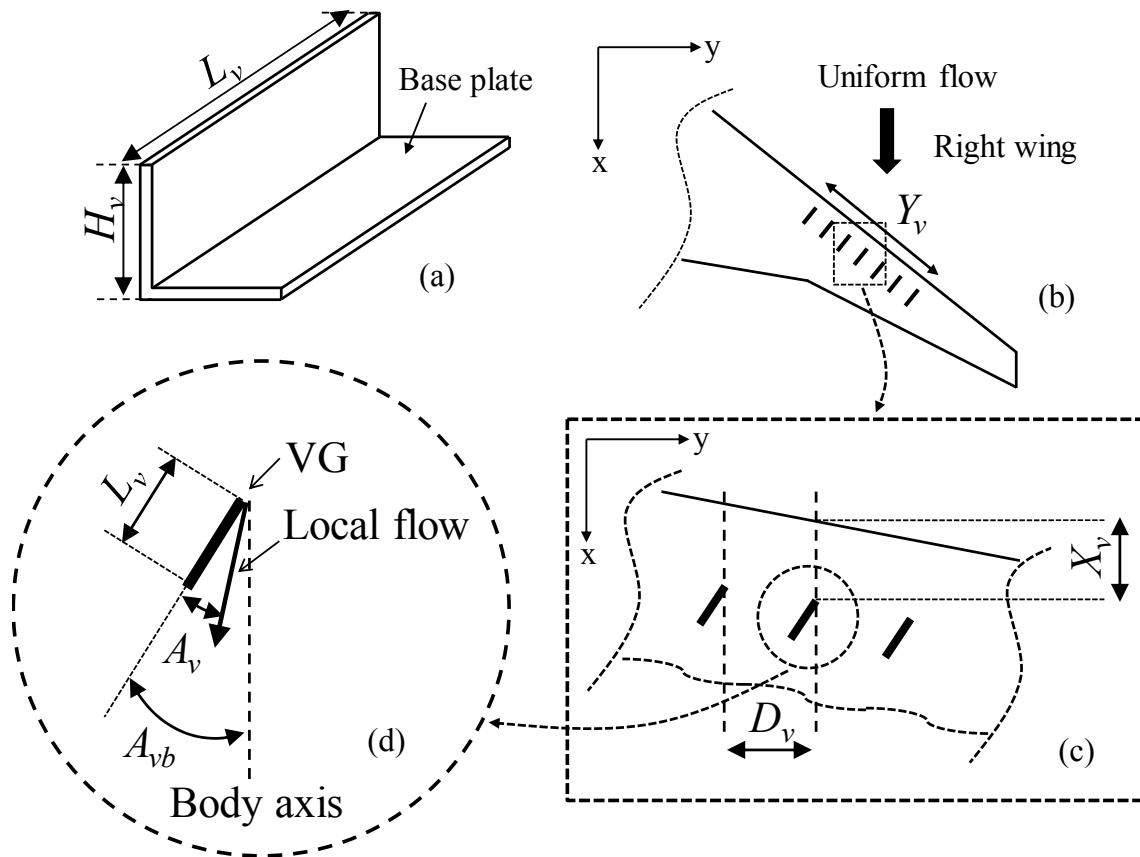


Fig. 2-3 Blade-Type (Toe-Out) の Co-rotating VGs の設計パラメータ

2.1.4 VG 設置前の剥離パターンの把握とスパン方向の VG 設置領域の決定

3次元の主翼において, 最初に行うことは, VG を設置しない場合の剥離パターンの把握である. 前述のように, 3次元の主翼では, 通常, スパン方向の特定の部分から剥離が始まる. Fig. 2-4 は, 主翼の剥離パターンの一例であり, 本研究で対象とした NASA CRM の主翼の剥離パターンである. このような剥離パターンの把握には, VG 設計に先立つ風洞実験の圧力分布やオイルフローまたは CFD 解析の結果を利用する. Fig. 2-4 では, 破線は主翼を, 実線は衝撃波を表し, 斜線領域が剥離領域を示す. この例では, 内舷側は, 胴体との干渉により λ 衝撃波となるため衝撃波は弱く (衝撃波の緩和効果 [2]), また外舷側はねじり下げにより, 翼上面の気流 Mach 数が低いため衝撃波が弱くなる. その結果, スパン方向中央付近の衝撃波と境界層の干渉が最も厳しい

条件となり、この干渉位置から剥離が始まる。迎角が大きくなると、この干渉領域の剥離が後縁まで広がり、広い剥離領域が衝撃波の下流に形成される。このような状態になると衝撃波は大規模に振動し、激しい遷音速バフエットに至る。

VG は、Fig. 2-4 の 2 段目の図の状態の発生を遅らせ、また 3 段目の状態に移行しないように剥離を妨げるデバイスである。そのため、この剥離が始まる領域を集中的に抑えることが、少ない VG で効果的に剥離を抑えるために重要である。

スパン方向の VG 設置領域 Y_v は、この条件を満たすように決められる。まず、Fig. 2-4 のような剥離開始位置を特定する。次にその剥離開始位置を通る流線を上流にさかのぼり追いかける。そして、その周囲に対して、Fig. 2-4 の 2 段目の図に示した両矢印線のように、剥離領域に対して少し広めにスパン方向の VG 設置領域 Y_v を設ける。

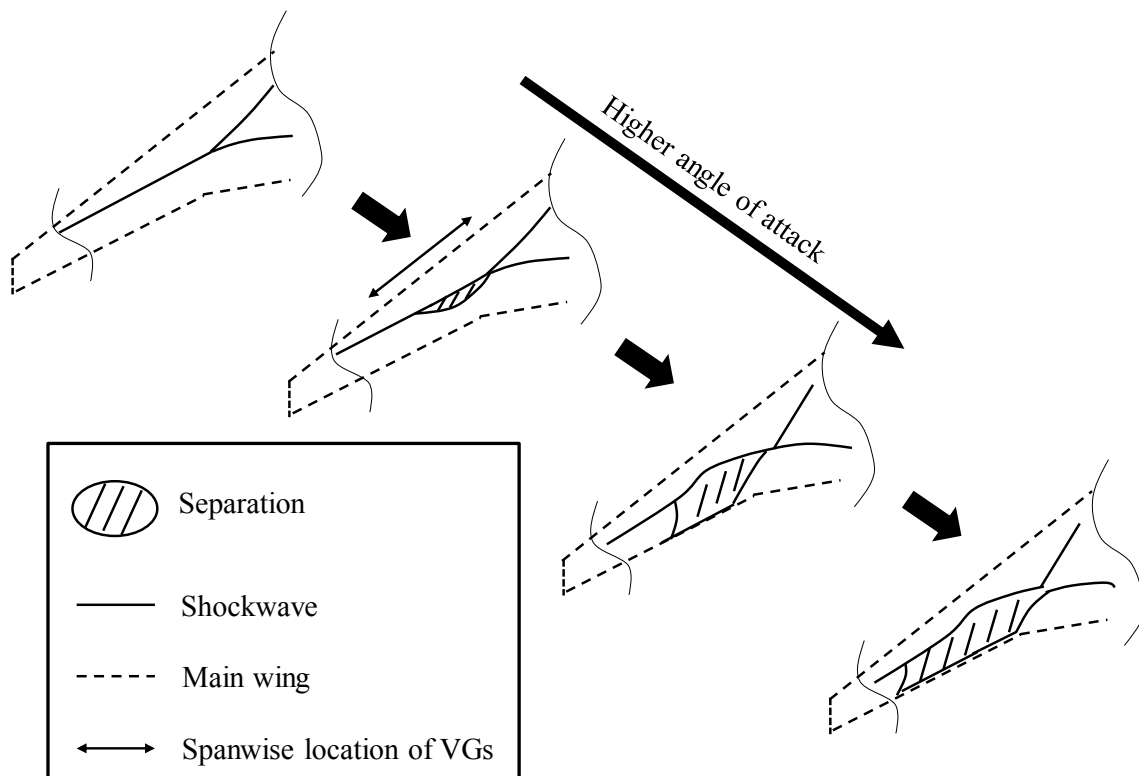


Fig. 2-4 主翼の剥離パターン例とスパン方向の VG 設置領域

2.1.5 VG のコード方向の設置位置の決定

スパン方向の VG 設置領域に続いて、コード方向の設置位置 X_v を決める。コード位置の決定においても VG 設置前の情報に基づいて決める。より具体的には、剥離が現れる少し手前の迎角や Mach 数における情報を使用する。その際には、①流速や圧力分布 (高速域、低速域、順圧勾配、逆圧勾配、微小勾配)、②境界層の状態 (層流、乱流)、③衝撃波からの距離の 3 点を考慮する。なお、実際の設計においては、これらの流体力学的な条件に加えて、主翼の桁の位置などの構造についても考慮する必要がある。

後述のように、VG の作る縦渦の循環 Γ は、概ね VG がさらされる気流の速度に比例する。そのため、①の流速や圧力分布については、強い縦渦を供給するという観点から、できるだけ高速域を選択する。また、VG 近傍での大規模な剥離を避けるために、明らかな逆圧勾配の位置は避ける。Blade-Type の VG は、膨張面と圧縮面の両面を持つため、圧縮面側は、局所的には逆圧勾配を生み、剥離しやすい状態になっている。逆圧勾配が元々あるような位置に、このような VG を設置すると、VG の圧縮面側から剥離が広がり、元々の剥離をさらに悪化させる恐れもある。そのため、明らかな逆圧勾配は避けなければならない。

②の境界層の状態については、乱流領域を選択する。これも、VG 近傍での剥離を避けるためである。一般に層流境界層は、乱流境界層に比べて同レベルの逆圧勾配に対して剥離しやすい。層流境界層は、Blade-Type の VG の圧縮面側で大規模な層流剥離を引き起こすおそれが高い。よって、乱流化を目的としたような微小な突起物ではなく、本研究で取り上げるような、境界層内外を攪拌するようなある程度大きい Blade-Type の VG では、層流領域は避けるべきである。

③の衝撃波からの距離については、実験及び CFD の結果を参考に考える。既報 [1]では、前述の①と②を考慮した上で、2次元翼模型に対する VG のコード位置に対する影響を調査した。具体的には、 X_V/c で 0.15, 0.20, 0.30 の 3 パターンを比較した。その結果、VG と衝撃波の距離が小さいほど、わずかながら揚力の改善量は増加する傾向を示した。しかし、ある迎角以上になると、衝撃波と VG の距離が小さい $X_V/c = 0.30$ では、わずかに上流に移動した衝撃波と VG が干渉するようになり、衝撃波の強い振動を引き起こした。その結果は、揚力の急低下として現れた。このような強い振動や急激な揚力低下は航空機においては避けるべきである。よって、VG の設置位置は、VG の効果が現れる範囲で、衝撃波との干渉が可能な限り避けられるように距離をとる必要がある。

Fig. 2-5 は、剥離が始まる直前の NASA CRM のコード方向に対する圧力係数 C_p の分布である。スパン方向の位置は剥離の始まる位置の近傍であり、コード位置は、その位置のローカルコード長 c で無次元化している。VG のコード方向の設置位置を決定する際には、このような C_p 分布に基づいて検討すると良い。この例では、前縁から $x/c = 0.05$ までは気流は加速しており層流領域である。順圧勾配ではあるが、気流速度が小さいこともあり、また層流域のため設置位置としては適切ではない。この領域では、翼形状の曲率も大きいため、渦が必ずしも翼面を沿って流れず、剥離位置に到達しない可能性も考えられる。この例では、プロットが少なく不明瞭であるが、 $x/c = 0.4$ 付近に衝撃波が発生しており、それよりも下流領域は逆圧勾配となる。よって、この領域も設置位置としては除外される。結果として、設置領域の候補となるのは、衝撃波から距離をとることを考慮して、 $x/c = 0.1$ あたりから 0.3 あたりになる。本研究の実験では、乱流領域を模擬するために、 $x/c = 0.1$ に強制遷移用のラフネスを設置していることもあり、 $x/c = 0.15$ から 0.3 を候補として、実際には Fig. 2-5 に示すように、この候補領域のほぼ中央の 0.2 付近に設置している。実際の機体においては、構造の桁の位置や、それ以外の制約も踏まえ、上記のように絞り込んだ候補領域の中から VG のコード方向の設置位置を選択することになる。

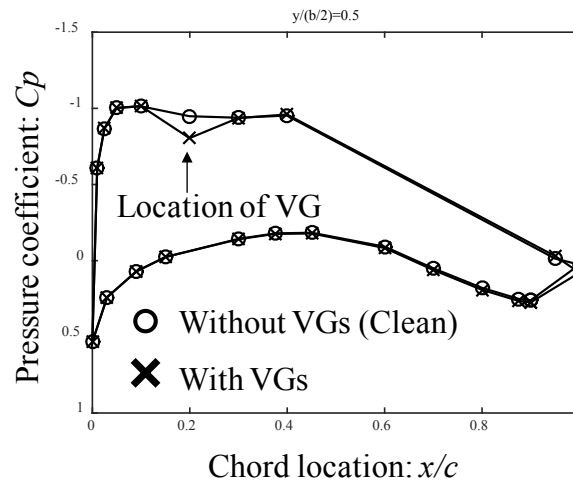


Fig. 2-5 コード方向の圧力係数分布

2.1.6 後退角ありの翼における VG の向き - Toe-Out VGs を選択

現行の航空機では、造波抵抗を抑えるために、通常、主翼は後退角を持つ。後退角を持つ主翼上面においては、境界層内に翼根から翼端へのスパン方向の流れが生じており、この方向と縦渦の回転方向の関係性が出てくる。Fig. 2-6 に、Co-rotating VGs の向きと縦渦の回転方向、翼の下流領域で明瞭に現れる後退角によるスパン方向の流れとの関係を示す。Fig. 2-6 (a) は、VG の前縁が翼端を向く。これを Toe-Out VGs と呼ぶ。他方、Fig. 2-6 (b) は、VG の前縁が翼根を向く。これを Toe-In VGs と呼ぶ。Fig. 2-6 には渦を翼の下流側から見た場合の渦の回転方向も示した。右翼を対象とした本図では、Toe-Out VGs は時計回り、Toe-In VGs は反時計回りの縦渦を発生する。Fig. 2-2 で示したように、縦渦は鏡像渦の誘起速度によってスパン方向に移動する。Toe-Out VGs の作る縦渦は翼根側に向い、境界層内のスパン方向の流れと逆向きに移動する。Toe-In VGs の作る縦渦は逆の翼端側に向い、境界層内のスパン方向の流れと同じ向きに移動する。

3 章および 4 章で示すように、Toe-Out VGs と Toe-In VGs の効果には、明瞭な差がある。効果が高いのは、Toe-Out VGs である。4 章の CFD 解析の結果によると、この効果は、後退角が大きいほど明瞭に現れる。3 章の風洞実験からは、この効果のメカニズムについては、明らかになっていない。CFD 解析の可視化結果に基づく、境界層内のスパン方向の流れの向きと Toe-Out VGs の縦渦の回転方向の関係性が良く、Toe-Out VGs では、運動量の低い境界層内の流体が境界層外に効率的に運ばれることが、Toe-Out VGs の効果を促進していると考えられた。Toe-Out VGs の効果が Toe-In VGs に対して卓越する理由については、不明な点も多く残り、今後研究する余地がある。ただし、その効果の差異は明瞭である。よって、後退角のある翼に対しては Toe-Out VGs を選択する。なお、主翼上に他の付加物などがあり、明らかに境界層内のスパン方向の流れの向きが変化する場合は、これを考慮する必要がある。

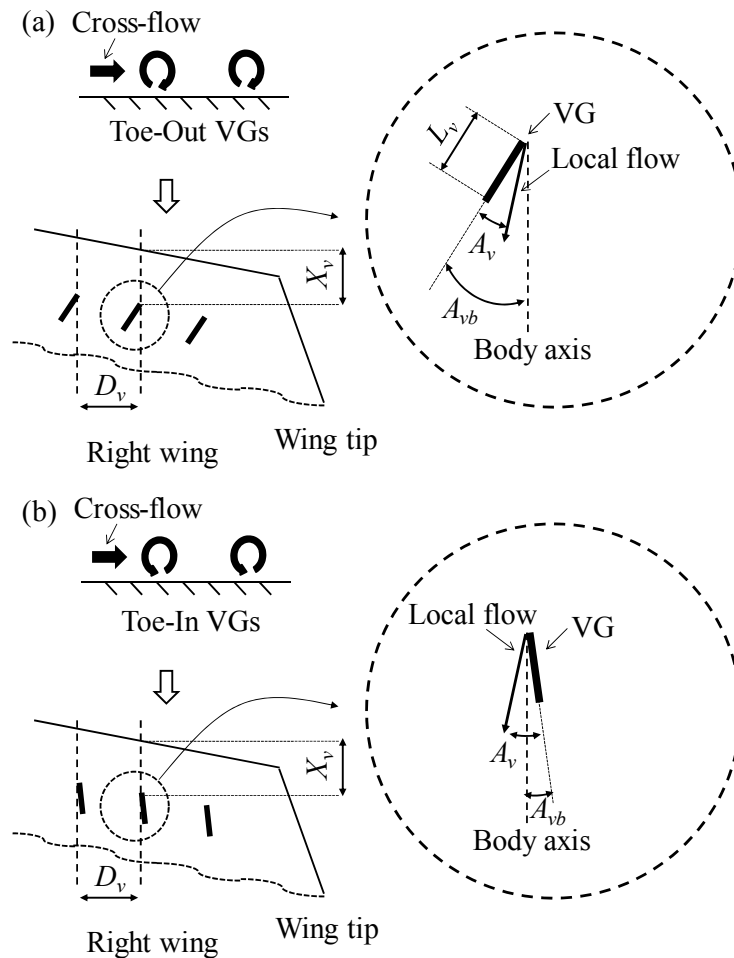


Fig. 2-6 後退角における VG の向きと縦渦の回転方向: (a) Toe-Out VGs; (b) Toe-In VGs

2.1.7 VG の高さ, アスペクト比, 角度の決定

2.1.6 までで, 設置位置と VG の向きが決まる. 次に設置する VG の高さ H_v と長さ L_v を決めて設置する矩形 VG の形を決める. また, 設置角度 A_v を決める. VG の第一義的な役割は, その発生する縦渦によって, 境界層外の高い運動量の流体を境界層内に引き込み, 境界層の速度分布の状況を改善することである. よって, これらのパラメータの設計において重要となる観点は, ①効率的に運動量の輸送が行える位置に, ②出来るだけ強い縦渦を供給するということである.

①の効率的な運動量輸送については, 境界層外縁付近に縦渦の中心を配置すること, すなわち, VG 設置位置の 99%速度境界層厚さ δ と同程度の高さの VG を設置することが望ましい. VG の高さが VG 設置位置における境界層厚さ δ に比べて高すぎると主な攪拌が境界層外で起こり非効率である. また低すぎると境界層外部の高い運動量の流体を境界層内に十分取り込むことができない³. VG の形状にも依存するが, 矩形 VG では VG 後流の渦の中心高さは, VG の高さ H_v の 80%

³境界層厚さよりも低い VG については, 状況によっては, 効率的に働く場合もありうる. 近年は, Sub Boundary Layer VGs という名称で, 境界層よりも低い VG の研究が盛んになされている. この VG のアイデアは, 境界層内外を攪拌するのではなく, 乱流境界層の速度分布に着目し, 境界層内を攪拌するものである. 壁面近傍の急低下する速度分布を, それ

から 90%である。よって、これを考慮して、VG 高さ H_v としては、99%境界層厚さ δ の 1.5 倍程度を選択する。なお、この際速度境界層厚さ δ には、剥離のはじまりを抑制できるように、剥離が始まる直前の Mach 数や迎角における VG 設置位置の値を使用する。3次元翼ではスパン方向に境界層厚さを含めた物理量に変化する。そのため、実際の設計では、設置領域の中心もしくは条件の厳しい位置などを代表位置と定義し、代表位置での 99%境界層厚さ δ を使用する。これは、後述の VG の取り付け角を決める場合も同様である。

VG の長さ L_v と VG の取り付け角 A_v については、前述の②出来るだけ強い縦渦を供給するということを考慮して決める。そのために、文献 [15] および文献 [16] を参考に単独の翼が発生させる翼端渦の強さに着目する。Fig. 2-7 は、楕円翼を模した翼周りの循環 $\Gamma(y)$ と、その後流の循環 $\Gamma_R(y)$ との対応を Kelvin の循環定理に基づき表している [17]。VG は、3次元翼の片側の翼端から発生する縦渦を利用していることになるため、この図では、後流領域の右舷側のちょうど半分の後流領域の循環 $\Gamma_R(y)$ が、VG の発生する縦渦の循環に対応する。図に示すように、循環 $\Gamma_R(y)$ は、翼周りの y 位置における循環 $\Gamma(y)$ と一致する。そのため、翼周りの循環 $\Gamma(0)$ が、VG の発生する縦渦の循環 $\Gamma_R(0)$ である。Prandtl の有限長さの翼に対する揚力線理論に基づくと、楕円翼の場合の循環 $\Gamma(0)$ は、次式で表される [18]。

$$\begin{aligned}\Gamma(0) &= \frac{\pi \alpha c U_\infty}{1 + 2/AR_{Elliptic}} \\ &= \frac{\pi A_v H_v \left(\frac{L_v}{H_v}\right) U_\infty}{1 + \left(\frac{\pi}{4}\right) \left(\frac{L_v}{H_v}\right)}\end{aligned}\quad (2-1)$$

$$\begin{aligned}AR_{Elliptic} &\equiv \frac{b^2}{S_{Elliptic}} \\ &= \frac{4b}{\pi c} \\ &= \frac{8H_v}{\pi L_v}\end{aligned}\quad (2-2)$$

ここで、 U_∞ は、一様流速である。 AR と S はアスペクト比と翼面積であり、添え字 *Elliptic* は、それらが楕円翼の物理量であることを示す。 b と c は、図のようにスパン長とコード長であり、VG の物理量では $2H_v$ と L_v である。また α は翼の迎角であり、VG の物理量では取り付け角 A_v である。

VG に関連するパラメータを複数調べた試験としては、Wendt [15] の報告がある。Wendt [15] は、一様流 Mach 数が 0.25 の条件で、壁面から突き出した矩形の NACA0012 翼模型を使用して、その後流の翼端渦の循環を計測した。スパン長、コード長、境界層厚さとスパン長の比率、迎角

よりもわずかに高い位置の境界層内の流体で活性化させ、剥離を妨げようとするものである。幾つかの報告例では、その効果を確認できるが、多くの場合、剥離位置と VG の距離が近く、渦の寿命が短くとも良い場合に限られる。また、効果を得られる VG の間隔は極めて狭く、一般的な VG に比べて VG の枚数が著しく増える。これは、微小な修正で飛行特性を改善するという本研究の目的からは望ましくない。このような観点から、本報告書においては、数枚程度の VG の設置で効果を期待できる VG に絞り、設計方法を示した。

を変化させて、それらの循環に対する感度を調査した。そのデータをもとに、楕円翼の場合の循環 $\Gamma(0)$ の式に基づき、以下の経験式を提案した。矩形翼を対象としているが、アスペクト比には、楕円翼のアスペクト比を使用している。定数 k は、循環の計測値に合うように定めた実験値である。

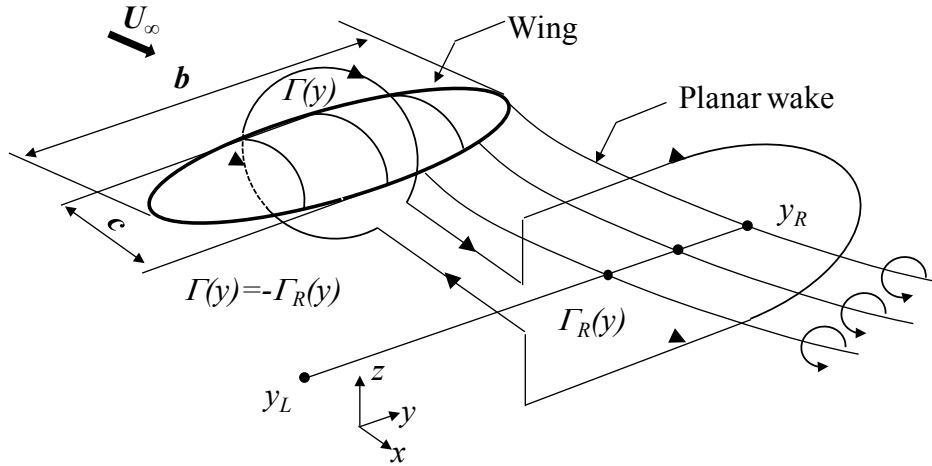


Fig. 2-7 平面後流に沿った Kelvin の循環定理 [17]

$$\begin{aligned}\Gamma &= \frac{k_1 \alpha c U_\infty}{1 + k_2 / AR_{\text{Elliptic}}} \tanh \left[k_3 \left(\frac{b/2}{\delta} \right)^{k_4} \right] \\ &= \frac{k_1 A_v H_v \left(\frac{L_v}{H_v} \right) U_\infty}{1 + \left(\frac{k_2 \pi}{8} \right) \left(\frac{L_v}{H_v} \right)} \tanh \left[k_3 \left(\frac{H_v}{\delta} \right)^{k_4} \right]\end{aligned}\quad (2-3) [15]$$

$$k_1 = 1.61, k_2 = 0.48, k_3 = 1.41, k_4 = 1$$

実際のVGに使用される矩形の平板に関しては、アスペクト比に対する調査結果として、NASAのLamar [16]の報告がある。これは、Mach数0.2における空力係数を計測した実験である。縦渦の循環は直接計測してはいない。KusunoseとYu [6]は後述の抵抗推算のために、Lamar [16]のデータに基づき、アスペクト比と迎角に対する揚力係数 C_L の推算式として、次式を提案した。

$$C_L = (0.3117 + 0.6850AR - 0.2167AR^2) \left(\frac{\alpha}{20} \right) \quad (2-4) [16]$$

$$* \alpha[\text{degree}] = A_v[\text{degree}]$$

$$AR = \frac{b}{c} = \frac{2H_v}{L_v} \quad (2-5)$$

Fig. 2-8 に、(2-1)式と(2-3)式より求めた、VGのアスペクト比 L_v/H_v に対する循環 Γ を無次元化して示す。Fig. 2-8 では、矩形翼の曲線は、99%速度境界層厚さ δ に対するVG高さ H_v が1.5倍

の場合である。複数の H_v/δ に対する VG のアスペクト比と循環の関係は、Fig. 2-9 に示した。Fig. 2-10 には、(2-4)式の揚力係数 C_L と次の (2-6)式から求めた誘導抵抗 C_{DI} を L_v/H_v に対して迎角ごとを示す。誘導抵抗は、翼端渦が強いほど大きいので、縦渦の強さの指標として妥当である。

$$C_{DI} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (2-6)$$

いずれの図においても、VG のアスペクト比 L_v/H_v が大きいほど、VG の作る縦渦が強い。他方、循環や誘導抵抗の増加率は、VG のアスペクト比 L_v/H_v が大きくなるほど低下する。例えば、VG のアスペクト比 L_v/H_v が 2 から 4 まで変化すると循環は 2 倍程度大きくなるのに対して、4 から 6 では数割しか変化しない。 H_v が境界層の高さとの関係から固定されるとすると、 L_v/H_v が大きくなることは、VG の長さ L_v が増し、濡れ面積が増えること、VG の付加抵抗が増えることを意味する。よって、抵抗を低減するという観点からは、過剰に高い L_v/H_v を選択すべきではない。以上を考慮し、縦渦の強さが上昇中の $L_v/H_v \leq 2$ は避け、また増加率が鈍化する $L_v/H_v \geq 8$ も避ける。初期の設計値としては、 L_v/H_v で 4 から 6 を選択する。

前述のように、境界層高さとの比 H_v/δ は、縦渦が効率的に働く高さという観点から 1.5 程度を選択した。ここで示した Fig. 2-9 からは、効率的に強い縦渦を作るという観点からも、境界層高さとの比 H_v/δ として境界層よりやや高い値を選ぶことが妥当であることが分かる。Fig. 2-9 では、VG が境界層内に埋もれている場合はわずかな VG の高さの変化によって、縦渦の強さが大きく変化することが分かる。他方、VG が境界層よりも高くなると、その感度は鈍化することも分かる。例えば、無次元化された循環の H_v/δ の 1.5 と 10 の差は、0.5 と 1.5 の差に比べて極めて小さい。VG の高さが境界層よりも高くなると、過剰に高い VG を使用しても、高さに比例した循環の増加量以上には、縦渦の循環は強くない。

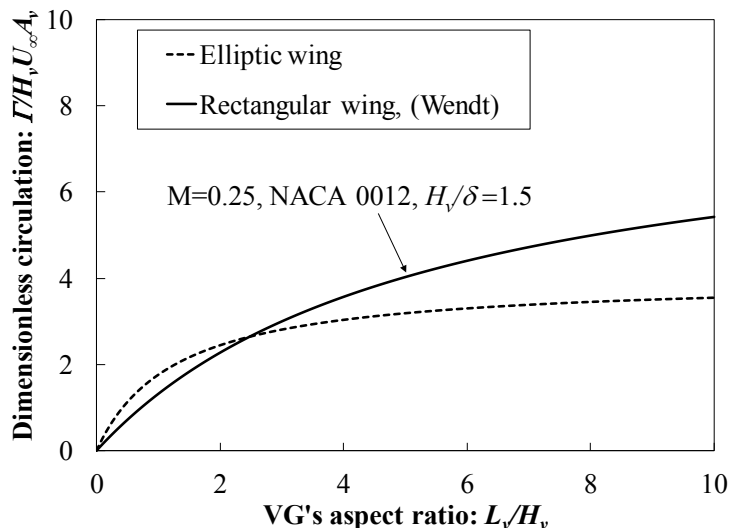


Fig. 2-8 VG のアスペクト比に対する楕円翼と NACA0012 翼型の矩形翼の発生する循環 [15]

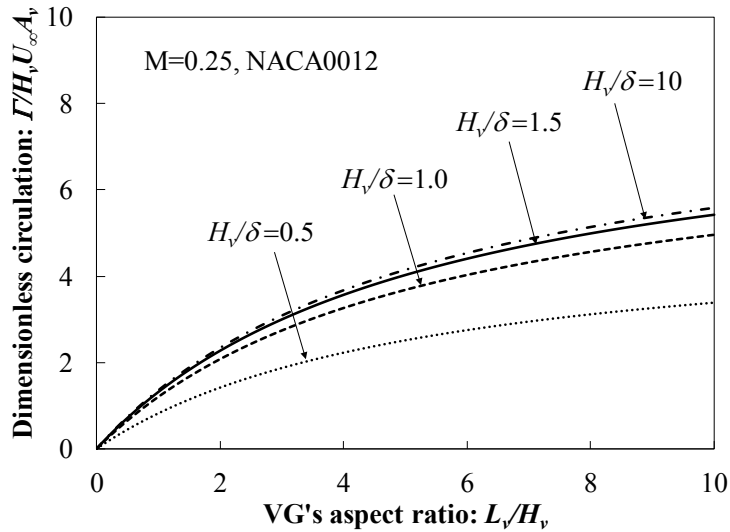


Fig. 2-9 境界層厚さと VG 高さを考慮した VG のアスペクト比に対する NACA0012 翼型の矩形翼の発生する循環 [15]

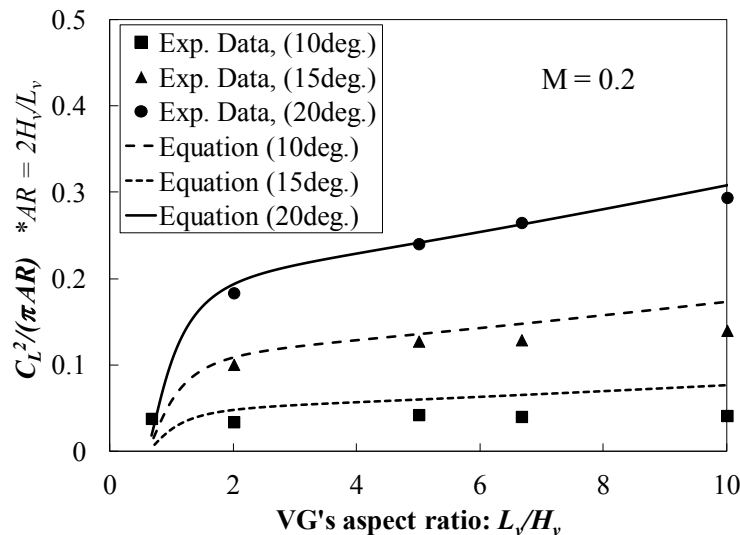


Fig. 2-10 先端が鋭角な平板におけるアスペクト比に対する各迎角の誘導抵抗 [6, 16]

Fig. 2-11 に文献 [16]より抜き出した迎角と揚力係数の関係をアスペクト比ごとに示す. この図の迎角は, VG の取り付け角 A_v に対応する. 翼のアスペクト比 $AR (= b/c)$ が小さいほど, VG のアスペクト比 L_v/H_v が大きいほど, 失速する迎角は大きい. 既に選択されている VG のアスペクト比 L_v/H_v の 4 から 6 に当たるプロット (\blacktriangle) に着目すると, 30° の手前でばらつきが出てきており, 翼上面が剥離し始めている. VG の周りの剥離は, 抵抗の増加や剥離の助長に寄与するため, 出来るだけ避けるべきである. 強い渦を入れるという観点からは, 出来るだけ高い A_v が望ましいが, 不要な抵抗増加や剥離の助長をさけるために, 剥離し始める 30° 以上の取り付け角は避けるべきである. 実際の設計においては, やや余裕をとり, 20° 付近を選択する. 後述のように, 本試験結果の範囲では, 10° 程度の角度変化に対する VG の効果への影響は小さい.

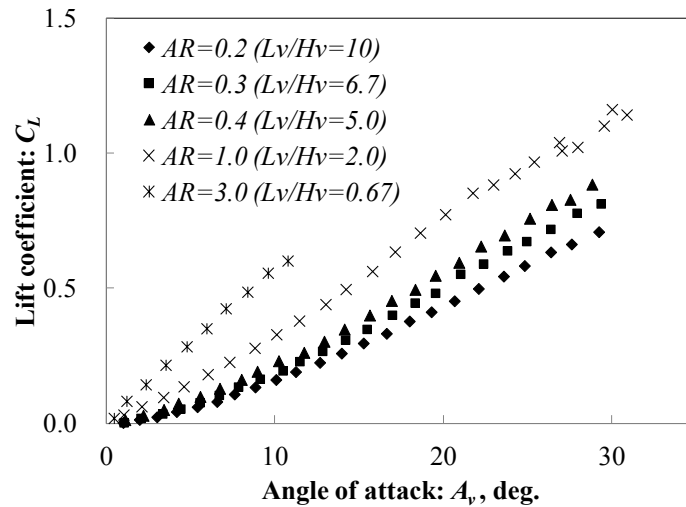


Fig. 2-11 迎角 (VG の取り付け角) に対する揚力係数 [16]

2.1.8 VG の間隔

これまでの他の VG のパラメータとは異なり、隣り合う VG の間隔 D_v は、現状持っている情報だけでは決められない。後述の風洞実験や CFD 解析で示されるように、Toe-Out VGs では、後退角に対する感度が極めて大きい。本研究の風洞実験の範囲では、後退角 0° の 2 次元翼では $D_v/H_v = 10$ まで、後退角が約 30° の 3 次元翼では $D_v/H_v = 80$ まで明瞭な効果があらわれた。後退角の差異により、VG の間隔に 10 倍近い開きがあることになる。主翼の後退角は、主に巡航時の Mach 数に基づく。そのため、現行のジェット旅客機を対象とすると、結果的には、その巡航速度により VG の間隔は変化すると考えられる。すなわち、巡航 Mach 数の高い機体ほど VG の間隔は広がり、巡航 Mach 数の低い機体ほど VG の間隔は狭くなる。後退角 0° は、最も VG が効きにくい条件と考えられるため、VG による付加抵抗などの副作用を考えると $D_v/H_v = 10$ が最も密に配置した場合と捉えると良い。実際の風洞実験や CFD 解析では、 $D_v/H_v = 10$ から開始して、VG を間引き、効果が持続する範囲を調べる。当初の予定していた条件まで遷音速パフェットを抑制できる範囲で、抵抗を可能な限り小さくなるように VG の間隔を広げ、VG の枚数を減らす。

VG の間隔 D_v が小さすぎる場合、VG が流れに対して垂直に立つ壁のようになり、逆に剥離を誘発する可能性もある。しかし、これまで調査した範囲の $D_v/H_v \geq 10$ では、間隔が狭いほど揚力係数 C_L が増加し、失速に至る迎角 α も高い。これまで提示した方法で VG の間隔以外のパラメータを決め、実際の航空機の主翼に $D_v/H_v < 10$ となるように VG を設置すると、一般に、数十枚の VG を設置することになる。これは、微小修正で済ませ、VG の付加抵抗を小さくするという要求に対して望ましくない。そのため、現実的には、 $D_v/H_v \geq 10$ の範囲で VG の間隔を調べることになる。よって、これまでに示したパラメータ決定方法に基づく実際の設計では、VG の間隔が密なことによる閉塞効果については、考慮する必要はないと考える。

2.1.9 最内舷 VG に関する注意

実際の主翼では、VG 列の端が存在する。対象とする Toe-Out VGs では、多くの場合、最内舷に設置する VG が、まず衝撃波と干渉し、コード方向に広い局所的な剥離領域を生み、振動を引き起こして問題となる。通常、Toe-Out VGs では、最外舷の VG はそれほど問題にならない。

この理由を示すために、Fig. 2-12 に、最内舷の縦渦を含む 4 つの縦渦と、その下流の境界層外縁の模式図を示す。最内舷の VG 下流の境界層外縁は、他のものよりも、渦の上昇流側で厚くなり、他の位置に比べて剥離しやすい状態となる。Fig. 2-12 下段の図の wing root 側の境界が厚くなっていることに注目されたい。縦渦の下流での境界層厚さは、運動量の高い境界層外流が供給される縦渦の下降流側では薄くなり、境界層が寄せ集められる縦渦の上昇流側では厚くなる。Toe-Out VGs における最内舷の縦渦は、その翼根側の隣に縦渦が存在しない。そのため、下降流側の運動量の供給を受けられない。さらに、上段の図に示すように、他の縦渦とは渦の誘起速度のバランスが異なるため、縦渦が斜め上方に移動する。この移動に伴い境界層の低速の気流も壁面から離れる方向に全体的に移動する。この複合効果により、最内舷の VG 下流の上昇流側の境界層は厚くなり、剥離しやすい状態が出来上がる。

この最内舷の VG 問題への対策としては、①VG の位置を上流側に逃がして衝撃波からの距離を稼ぐ方法、②最内舷の VG の間隔を密にするか、または VG の数を数枚増やして最内舷の VG 位置を内翼側の剥離にくい部分まで伸ばして、最内舷の位置での運動量輸送量を稼ぐ方法が考えられる。風洞実験においては、①の効果は 2 次元翼のコード位置 X_v の感度調査からある程度有効であることがわかった。3 次元翼については、コード長に対して 5%程度しか変化させることができなかったこともあり、効果は小さく、明瞭な結果は得られていない。②については、内舷側の VG を増やすほど、厳しい迎角条件においても、剥離を抑制し続ける傾向が見られた。ただし、衝撃波と干渉し始めた時のピッチングモーメント等の変化量は大きく、急激に状態が悪化した。これを許容できるか否かは、求めている性能条件による。③として最内舷の VG を取り外すと、揚力低下は低い迎角で現れるものの、それよりも高迎角における空力係数の変化率は小さかった。最内舷の VG については、どこまで遷音速バフェット境界への余裕を持たせ、最悪の条件をどこまで許容できるかで、トレードオフしながら判断すべき設計項目と考える。

最内舷の VG については、これ以外に、エンジンナセルやナセルパイロンからの渦との関係も考慮に入れた方がよい。これらの渦は、多くの場合、剥離を抑制する方向に働く。よって、過剰に内舷に VG を設置しなくとも、これらの渦により、主翼の内舷側の剥離が抑制される場合もある。VG の枚数は抵抗低減のためには少ないに越したことはない。よって、主翼に設置された VG 以外の付加物とその発生する渦との関係も最内舷 VG の位置を決める際には、考慮すべきである。

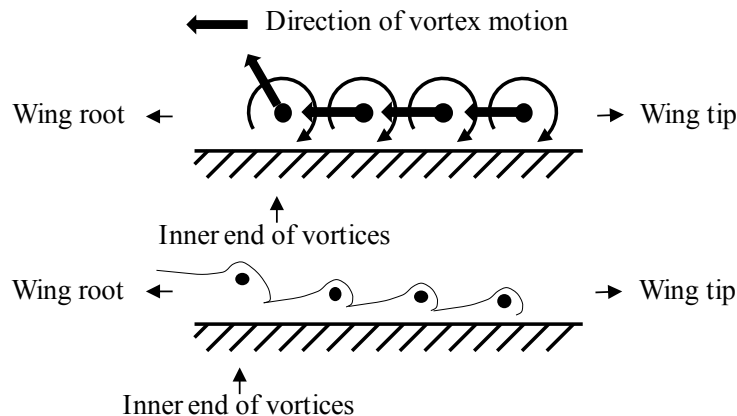


Fig. 2-12 右翼の後縁側から見た Toe-Out VGs の最内舷 VG の作る縦渦の軌道 (上段) と下流の境界層外縁 (下段)

2.1.10 VG 設計のフローチャート

これまでの設計指針に基づく Blade-Type かつ Co-rotating VGs のパラメータ設計のフローチャートを, Fig. 2-13 から Fig. 2-20 に示す. それぞれのフローチャートには, そのフローチャートに対応する設計手順について説明を付けた. Fig. 2-13 は, 設計全体の流れを示している. それ以降の図は Fig. 2-13 の各要素の設計方法を示す. 大まかな流れとしては, VG の設置領域を決定し, その後, その位置の物理量に合わせて単独の VG のパラメータ, 高さ, 長さ, 角度を決定する. VG の向きは, Toe-Out VGs になるように決める. VG の間隔は最も密な場合から検討を始め, VG の効果が仕様を満たす限りは VG の間隔を広げるように間引く. このようにすることで, 不要な VG を除くことができる. 最後に最内舷の VG 位置の微調整を行う.

「VG 間隔 (D_v) の決定」よりも上流の工程については, VG なしの状態の物理量に基づき決定することができる. VG の間隔と最内舷 VG 位置の決定に対しては, CFD や風洞実験などにより, VG の効果を確認しながら, 反復的に決定する必要がある. この設計指針およびフローチャートでは, 基本的には, 等間隔に VG を配置するようにしている. ただし, この間隔決定の反復過程において, 不等間隔の VG 配置についても, 検討することは可能である. 不等間隔で VG を配置する場合は, 最内舷の VG の問題のように, 縦渦の浮き上がりや不均一に境界層が厚くなる領域が生ずることに注意が必要となる.

フローチャート内の太字かつ下線のある数値は, 本研究の結果に基づき設定した半経験的な数値である. これらの経験的な数値を, Table 2-1 にまとめる. 初期の設計においては, 本研究の風洞実験や CFD 解析で使用した値を使用すると良い. これらの数値については, 少なくとも対象とした NASA CRM 模型においては, VG の効果が現れることを確認している. 時間やコストの制約が少なく, 詳細な検討ができる場合は, この初期値から検討を始め, 各パラメータの一定の範囲について, 後述の VG の付加抵抗とのトレードオフを考慮して検討することで, さらに適切な VG の設計ができる.

VG 設計のフローチャート（全体図）に対する説明

- ① VG なし条件での衝撃波剥離の開始条件を特定する。Mach 数や、迎角などの数値を得る。
- ② サブルーチン A では、①の条件における剥離位置を特定し、VG の設置位置のうち、スパン方向の位置を決定する。
- ③ サブルーチン B では、①の条件における衝撃波位置に基づき、VG の設置位置のうち、コード方向の位置を決定する。その際には、境界層の遷移位置も考慮する。
- ④ ②③により定まる VG の設置位置の境界層厚さと流れの向きを特定する。
- ⑤ サブルーチン C で、境界層厚さに基づき、VG の高さを決定する。
- ⑥ サブルーチン D で、アスペクト比の経験値に基づき、VG の高さから VG の長さを決定する。
- ⑦ サブルーチン E で、VG の角度を VG の設置位置の流れの向きを考慮して決定する。後退角がある場合は、Toe-Out VGs となるように VG の角度を定める。
- ⑧ サブルーチン F で、VG の間隔を定める。間隔の狭い条件から始める。反復作業となる。
- ⑨ サブルーチン G で、最内舷 VG の位置を定める。この部分も反復作業となる。

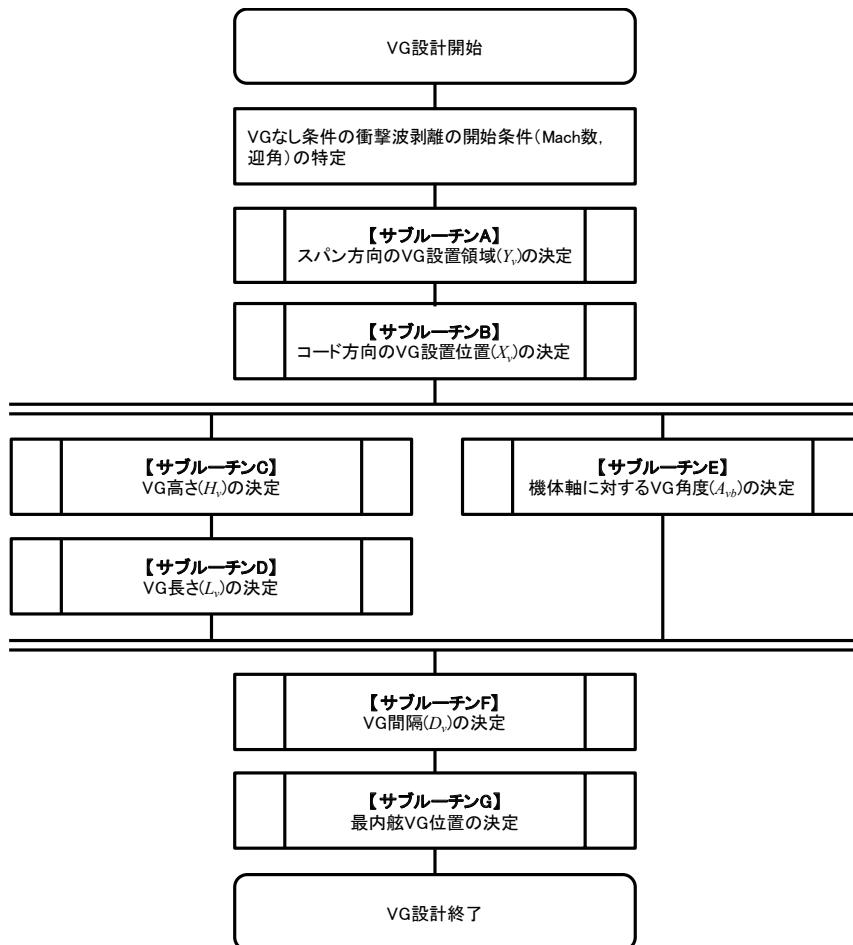


Fig. 2-13 VG 設計のフローチャート（全体図）

サブルーチン A VG 設計のフローチャート (スパン方向の VG 設置領域の決定)に対する説明

- ① 衝撃波剥離条件において、衝撃波剥離が開始する位置 (領域) を特定する。
- ② 衝撃波剥離領域を通過する流線を導出する。CFD や実験におけるオイルフロー、タフトなどの情報を利用する。
- ③ 衝撃波剥離位置から、上流に流線を追跡する。
- ④ 追跡した流線を全て含むように、スパン方向の領域を決定する。その際、コード方向の領域が必要となる。ここでは、スパン方向の領域を広めにとれるように、コード長の 10% の位置から衝撃波の位置までの領域 ($0.1 < x/c < x_{shockwave}/c$) を利用する。

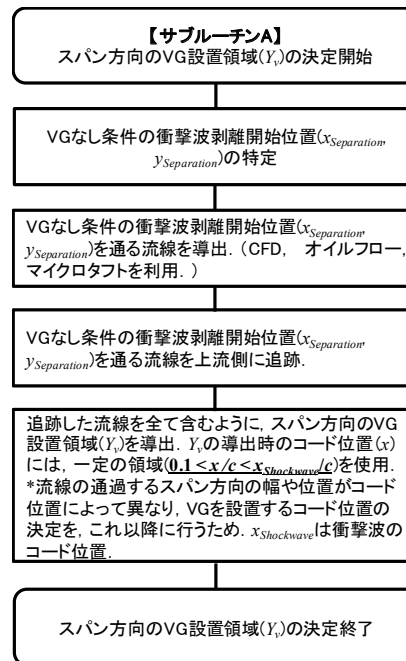


Fig. 2-14 VG 設計のフローチャート (スパン方向の VG 設置領域の決定)

サブルーチン B VG 設計のフローチャート (コード方向の VG 設置位置の決定)に対する説明

- ① VG なしの条件における衝撃波位置のコード方向位置を特定する。この衝撃波位置からコード長の 10% 上流 ($x_{Downstream}/c = x_{shockwave}/c - 0.1$) を、VG 設置候補位置の下流端とする。経験上は、 $x_{Downstream}/c \sim 0.3$ となる。
- ② VG なしの条件から、コード方向の急加速位置の終了点を特定し、VG 設置候補位置の上流端とする。経験上は、 $x_{Upstream}/c \sim 0.1$ となる。
- ③ ①, ②により得られた位置の中央を初期のコード方向位置とする。経験上は、 $X_v/c \sim 0.2$ となる。
- ④ ③の位置で、境界層が乱流であるならば、その位置をコード方向の VG の設置位置とする。
- ⑤ 層流である場合は、下流に移動して調整する。

注) ①と②から得られる候補位置に層流域しかない場合は、VG の効果は保証できない。最終的な結果から判断することになる。

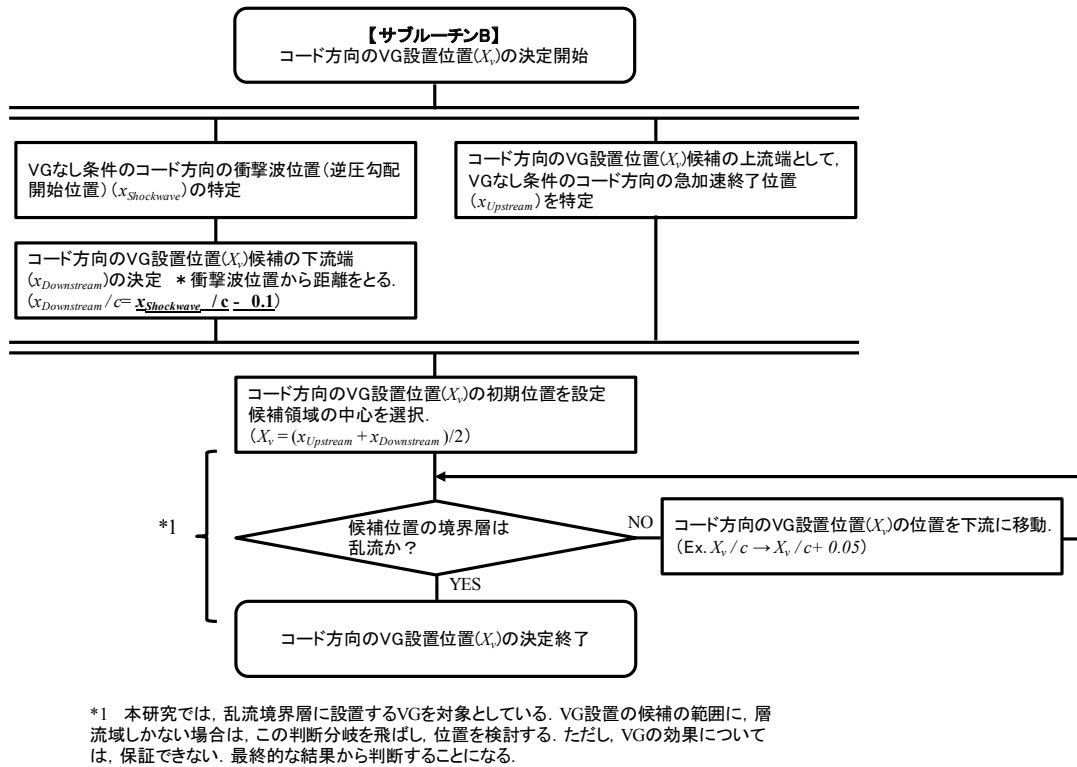


Fig. 2-15 VG 設計のフローチャート (コード方向の VG 設置位置の決定)

サブルーチン C VG 設計のフローチャート (VG 高さの決定) に対する説明

- ① サブルーチン A, B で得た VG 設置位置の境界層厚さを求める。代表値や平均値を使用する。
- ② 境界層厚さの 1.5 倍を VG 高さとする。

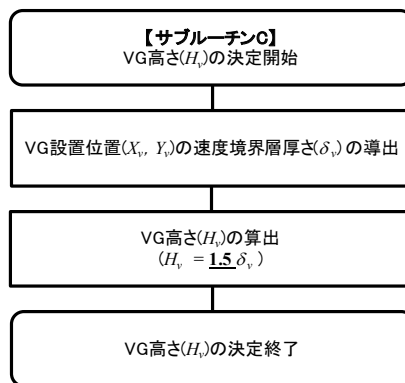


Fig. 2-16 VG 設計のフローチャート (VG 高さの決定)

サブルーチン D VG 設計のフローチャート (VG 長さの決定) に対する説明

- ① サブルーチン C で得た VG 高さを基準に VG 長さを求める。アスペクト比 L_v/H_v としては、4 から 6 を選択する。

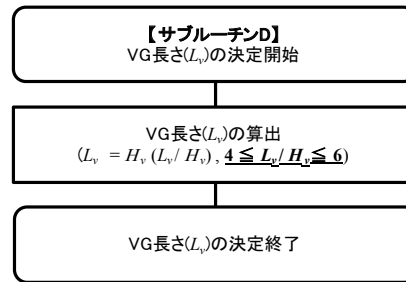


Fig. 2-17 VG 設計のフローチャート (VG 長さの決定)

サブルーチン E VG 設計のフローチャート (機体軸に対する VG 角度の決定)に対する説明

- ① サブルーチン A, B で得た VG 設置位置の境界層の気流の向きを求める。領域内の代表位置の値や平均値などを使用する。
- ② Toe-Out VGs となるように VG の向きを定める。
- ③ ①の気流の向きに対して、 10° から 30° の範囲に入るように VG の角度を定める。中央値の 20° からはじめることを推奨する。VG 設置位置の境界層の気流角度と機軸角度には通常差が生じる。そのため、機体軸に対する角度は、その差分を考慮したものとなる。

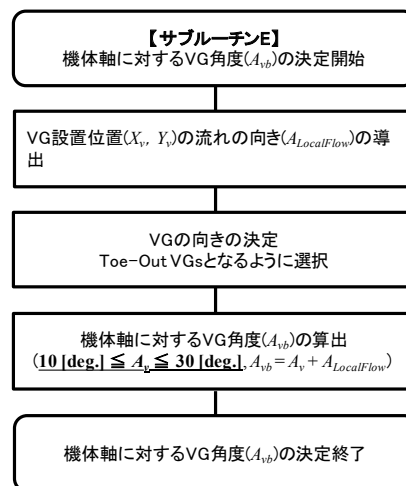


Fig. 2-18 VG 設計のフローチャート (機体軸に対する VG 角度の決定)

サブルーチン F VG 設計のフローチャート (VG 間隔の決定)に対する説明

- ① VG 間隔の初期候補として、最も密な条件を設定する。後退角のない場合の値を基に、VG 高さの 10 倍を選択する。
- ② VG の効果が仕様を満たす場合は、VG の間隔を倍に変更する。
- ③ VG の効果が仕様を満たさなくなったところで、試行の反復を止める。条件をひとつ前に戻して、その間隔を採用する。

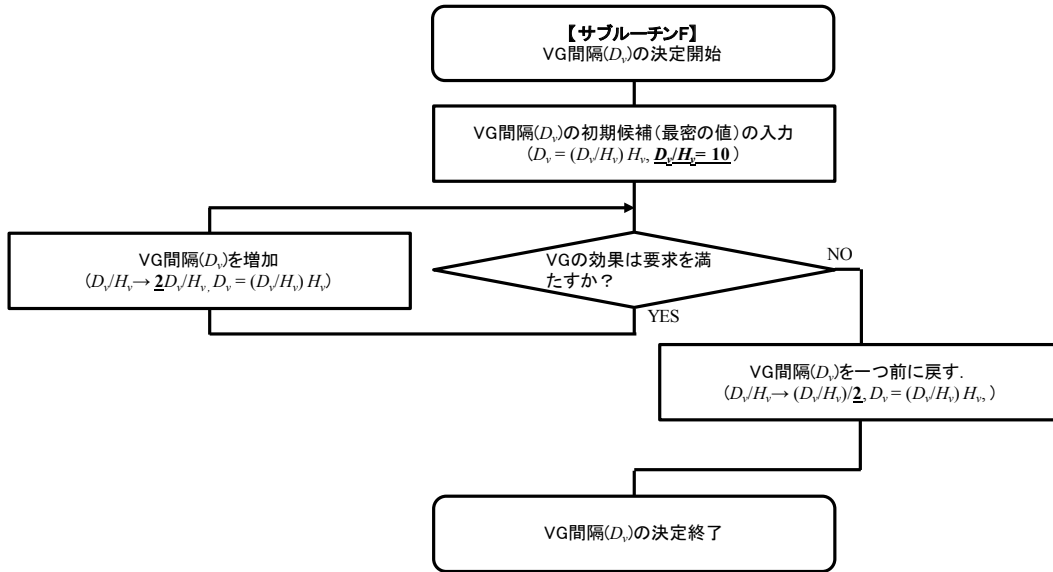


Fig. 2-19 VG 設計のフローチャート (VG 間隔の決定)

サブルーチン G VG 設計のフローチャート (最内舷 VG 位置の決定) に対する説明

- ① スパン方向の VG 設置領域に対し、内舷に VG がやや過剰に設置してある状態から開始する。
- ② 最内舷の VG を間引く。(または上流に動かす。)
- ③ VG の効果が仕様を満たす限り、最内舷の VG を間引く。(または上流に動かす。)
- ④ 仕様を満たさなくなったところで、試行の反復を止める。条件をひとつ前に戻して、その最内舷 VG の状態を採用する。

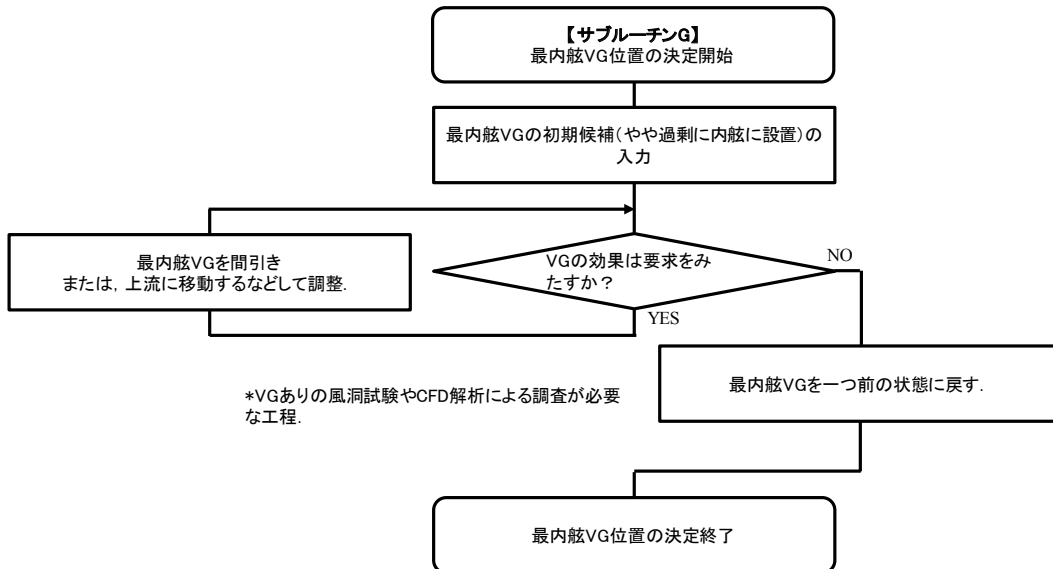


Fig. 2-20 VG 設計のフローチャート (最内舷 VG 位置の決定)

Table 2-1 VG 設計における半経験的パラメータとその値

設計項目	半経験値に基づくパラメータ	数値	備考
スパン方向のVG設置領域(Y_v)	Y_v 決定時のコード方向の領域	$x/c = 0.1 \sim x_{Shockwave}/c$	$x_{Shockwave}$: コード方向の衝撃波位置
コード方向のVG設置位置(X_v)	衝撃波とVGの最小距離	$(x_{Shockwave}/c - X_v/c) > 0.1$	コード長の10%は衝撃波から離す
VG高さ(H_v)	境界層厚さとの比率	$H_v/\delta = 1.5$	境界層の高さと同程度に縦渦を配置
VG長さ(L_v)	VGのアスペクト比	$L_v/H_v = 4 \sim 6$	風洞実験/CFDでは $L_v/H_v = 4$
機体軸に対するVG角度(A_{vg})	VGの気流に対する角度	$A_v = 10^\circ \sim 30^\circ$	風洞実験/CFDでは $A_v = 20^\circ$
VG間隔(D_v)	VG高さと同程度に縦渦を配置	$D_v/H_v > 10$	$D_v/H_v = 10$ (後退角なし) $D_v/H_v = 40$ (後退角約 30°)

2.2 VG 効果の仮説を含む理論

以下では、VG により発生する縦渦が剥離を抑制するメカニズムについて、その理論を示す。2.2.1 で示す運動量輸送効果は、VG の効果として最も広く説明されているものであり、速度分布等から妥当であると判断できる。そのため、2.1 の設計指針は、大部分がこのメカニズムに基づいている。2.2.2 以降のメカニズムは、現状は仮説の域をでないものである。未検証ではあるものの、今後の研究に有用であると考え、本報告書に含めることとした。

2.2.1 VG 効果 1 – 縦渦の境界層攪拌効果

乱流境界層が、層流境界層よりも剥離しにくいことは良く知られている。乱流境界層では、層流境界層とは異なり、壁面に対して垂直方向の速度成分が生まれ、この速度成分により、高速な境界層外の運動量が境界層内に供給され、境界層が剥離しにくい状態となるためである。このような機構を意図的に使用したものとしては、強制遷移用のワイヤーや突起、ゴルフボールのディンプルの様な凹みがある。

VG は、この境界層外から境界層内への運動量輸送を、縦渦により意図的な方向性を持って引き起こし、通常の乱流境界層よりもさらに剥離しにくい状態を作るデバイスである。境界層内外の運動量のやり取りには、流体そのものが移動することによる質量輸送に伴う運動量の移動と、速度勾配のある領域での粘性を介しての運動量輸送の 2 種類がある。文献 [1]では、これらのメカニズムをまとめて”Boundary-Layer (B. L.) Mixing Effect” と呼び、これ以降の他のメカニズムと区別した。過去の実験結果 [14]や CFD 解析の結果を見ると、縦渦下流の境界層は、少なくともその一部は薄くなり、速度プロファイルは改善されている。よって、このメカニズムは VG の主要な効果である。

Mixing (混合) という言葉で連想するのは、カップの中のコーヒーにミルクを垂らし、スプーンでかき混ぜるような光景である。注意しなければならないのは、航空機の主翼の VG によって攪拌される境界層は、カップの中のミルクのように均一になるほどには、かき混ぜられていないということである。遷音速バフェット対応の VG は、通常、衝撃波上流の超音速領域に設置される。主流方向の速度成分は、縦渦の周方向速度に比べて大きく、数倍から 10 倍程度の差がある。衝撃波位置まで進む縦渦は、その間に半周程度回転するだけであり、流体そのものが移動することによる運動量輸送は、極めて限られた領域に影響を及ぼす。そのため、Fig. 2-12 で示したように、縦渦下流の境界層の分布は不均一になる。縦渦の下降流側の境界層は薄くなり改善するのに対して、上昇流側の境界層は厚くなる。高速流を対象とする VG においては、特にこの不均一性

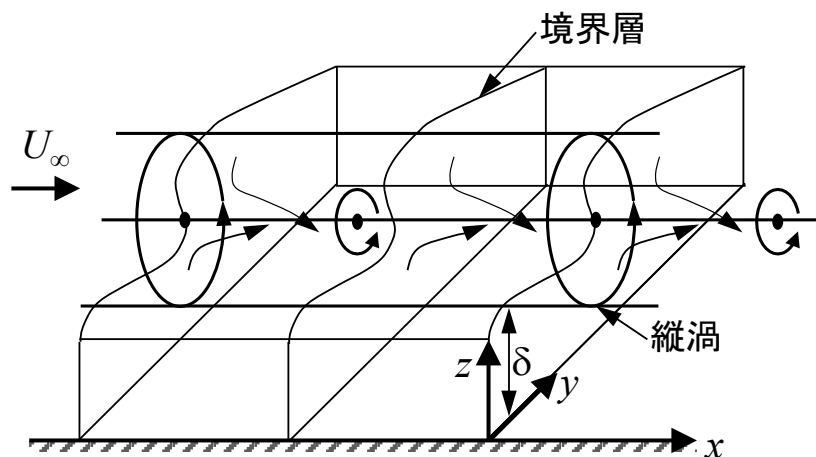
はあらわれやすい。2.1.9 の最内舷 VG の位置について議論したように、この不均一性は、遷音速バフェット抑制のための VG の効果を検討する上で留意すべき点である。

2.2.2 VG 効果 2 – 縦渦の整流作用 (既報 [1]より引用)

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、Fig. 2-21 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 Fig. 2-21 (b) 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。



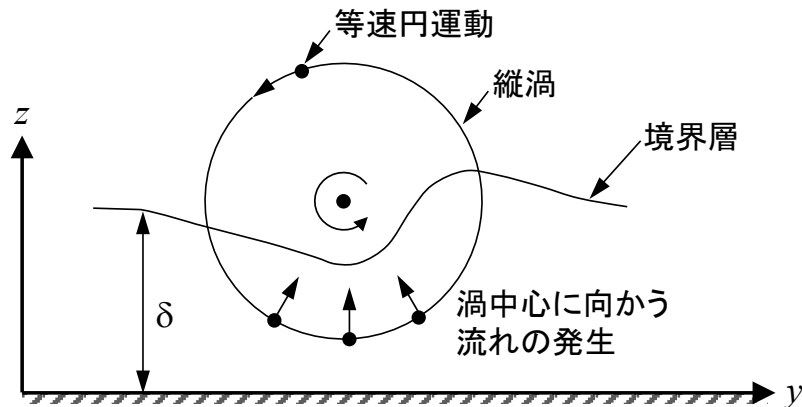


Fig. 2-21 (a)縦渦の整流作用; (b)境界層が縦渦に及ぼす影響 [1]

2.2.3 VG効果3- ボルテックス・ジェット効果⁴

VG 渦が境界層剥離制御に有効であるためには、境界層外部の健全な流れを連続的に巻き込むことが不可欠である。そして、VG の縦渦が境界層内部の減速された流れと外部からの健全な流れを連続的に攪拌するためには、VG 渦が加速流中など（たとえば翼上面に存在する流れが加速された領域）に存在して外部から渦の巻き込みに必要なエネルギーの供給をうける（Vortex Stretching）ことが必要不可欠である。そして又、その巻き込んだ流れを効率的に後流に放出する機能も必要である。境界層の低速流と外部流を巻き込んだ渦は、VG 渦自体の機能として備わった流体放出メカニズムがない限りどんどん肥大化し急激に弱まるはずである。

ここでは、VG 渦中に存在しなくてはならない流体放出のメカニズムを探ることにする。最初に、単純な縦渦、一様な流れの中に存在する縦渦（VG 渦に対して単純渦と呼ぶことにする）を考える。発達過程にある単純渦（外部からのエネルギーの供給を受けて成長中の単純渦）には、循環 Γ が渦の半径 r 方向に増加する（ $d\Gamma/dr > 0$ ）部分が渦の中心付近に存在する。一例としては Rankine 渦の中心部に存在する強制渦（solid-body rotation）部分（ Γ は r の2乗に比例する）である。そして渦回りの循環が半径方向に増加している部分には、ボルテックス・ジェットが存在することも知られている [19]。

ボルテックス・ジェットとは、渦の中心付近の流れを渦の軸方向に加速する流れである。ボルテックス・ジェットの存在に関する理論的な証明は、この後に 2.2.3.1 節として示すので参照されたい。また実験によるボルテックス・ジェットの検証は、文献 [20]に示されている。ボルテックス・ジェットの一例として発達中の竜巻のことを考えると分かり易い。竜巻が成長して地上に接地する際、漏斗状の渦の先端が上空から次第に伸びて地上に到達する。このときの竜巻先端の地上方向（軸方向）への動きは、ボルテックス・ジェットにより産み出されたと考えられる [20, 21]。

⁴ 縦渦の整流作用、ボルテックス・ジェット効果、防御壁効果の一連の内容は、いずれも楠瀬の提案する理論である。現状は、実験による検証を得ていないが、今後の検証も期待し、本稿に含めるものである。

VG 渦は境界層制御を目的としているために、一様流中に存在する (単純) 渦とは様子が大きく異なる。VG の作る渦は意図的に、前述した 2 種類の全く異なる流れを同時に巻き込むように設計されている。2 種類の流れとは、境界層内部の主流方向の速度成分が減少した剥離を起こしやすい流れ (Retarded Flow) と、境界層外部の主流方向速度が減速していない健全な流れ (Healthy Flow) である。そのため、2.1.7 節で説明した通り、VG の高さは通常、境界層厚の 1.5 倍程度に設定されている。発達過程にある初期段階の VG 渦 (VG ブレード直後の後流に形成されつつある渦) の中心は境界層外部の一様流中にあるので、VG 渦の中心付近にもボルテックス・ジェットが存在することは容易に推測できる。

実際の VG 渦の作る流れ場は、この 2 種類の流れに上記のボルテックス・ジェットの効果が重ね合わさった非常に複雑な流れである。VG 渦中の詳細な流れの様子は、第 4 章で述べる CFD 計算結果から得られた VG 渦の可視化図 (Fig. 2-22) を参照されたい。渦中の流れの物理的な説明を容易にするために、Fig. 2-23 に示した模式図も交えながら VG 渦がこれら 2 種類の流れを巻き込む様子を別々に説明する。

第一に、剥離を起こしやすい境界層内の流れ (Retarded Flow) は、Fig. 2-23 (a) に示す通り、VG 渦に巻き込まれて渦の中心部に移動し、そこでボルテックス・ジェットにより主流方向に加速されるので、境界層内の減速流をボルテックス・ジェットが加速することになる。最終的な主流方向速度は、非常に強いボルテックス・ジェットが存在しない限り境界層外部の健全な流れに比べ大きくはならず、一見ボルテックス・ジェットの効果が分かりにくいいため、注意が必要である。だが、ボルテックス・ジェットにより境界層内の流れが吸い出され、剥離を起こし易い厚くなった境界層内の (主流方向の) 速度成分を健全化することで剥離防止に役立つ。

第二に、境界層外部からの健全な流れ (Healthy Flow) は、Fig. 2-23 (b) および (c) に示す通り、VG 渦の下部近辺から巻き込まれて、次にボルテックス・ジェット効果により主流方向に加速される (この VG 渦内に見られる特有の加速効果を“VG ボルテックス中のジェット効果”と定義することにする)。この見た目にも主流方向に加速された流れは、VG 渦中心周辺において境界層外部の健全な流れを巻き込んだ部分と vortex jet の交わる領域に出現する。VG 渦中心と境界層の位置関係や VG 渦の強さにより、Fig. 2-23 (c) に示したように渦直下付近の壁に近い位置や、ある程度壁から離れた場所に存在すると考えられる。その部分では、主流方向の速度勾配 du/dz が大きく増加するため、境界層内の主流方向速度分布が大幅に改善されて、境界層の剥離防止に大きな役割を果たすことになる。

Fig. 2-24 に 4.1 節での CFD 計算結果から、ボルテックス・ジェットを可視化した図を示す [22]。後退角が大きく、VG による衝撃波剥離抑制効果が顕著に表れる後退角 $\Lambda = 30^\circ$ のケース 4 からの例である。迎角 $\alpha = 4^\circ$ である。VG の直後の下流となる $x/c_\perp = 0.23$ 断面において VG 渦方向速度成分を主流速度に対する速度比として色塗りし、一様流の値で無次元化した全圧の等高線を重ね書きしている。Fig. 2-23 (c) で模式的に示した図よりも壁から離れた部分で見た目にも主流方向に加速された流れが見られる。ただし主翼上面の流れであるため、速度比は VG 渦の外でも 1 よりも大きなことに注意されたい。

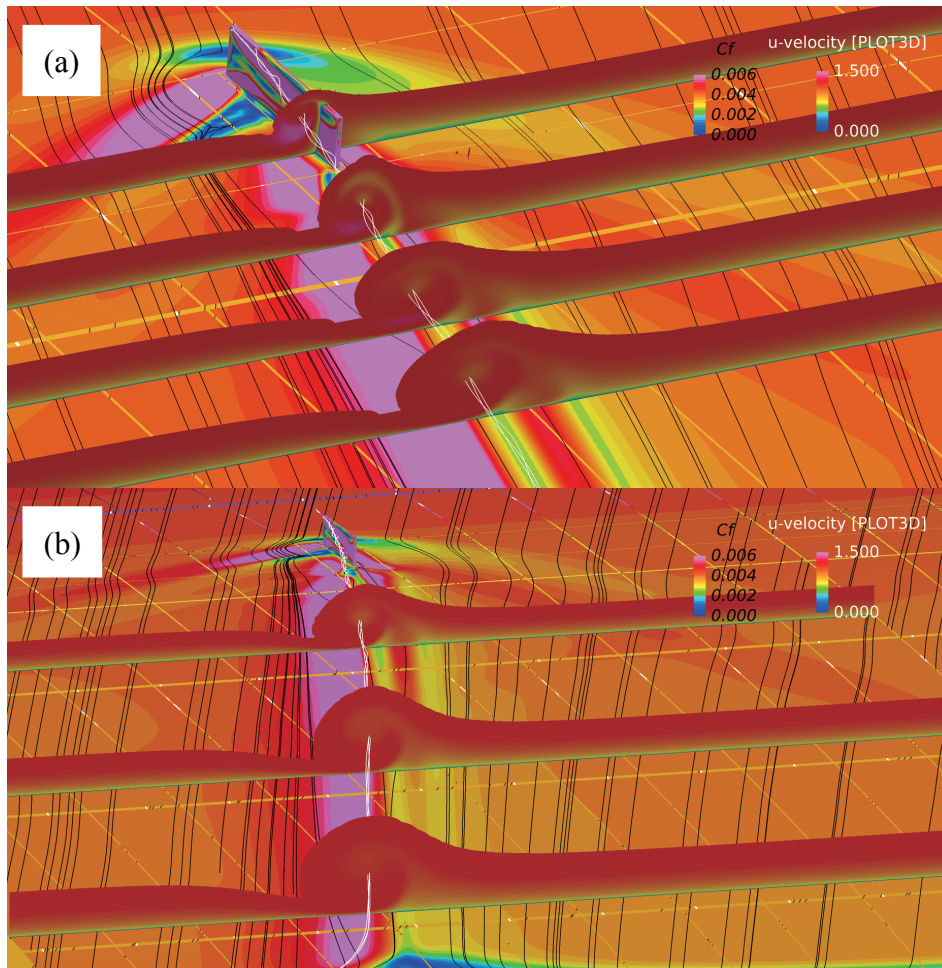
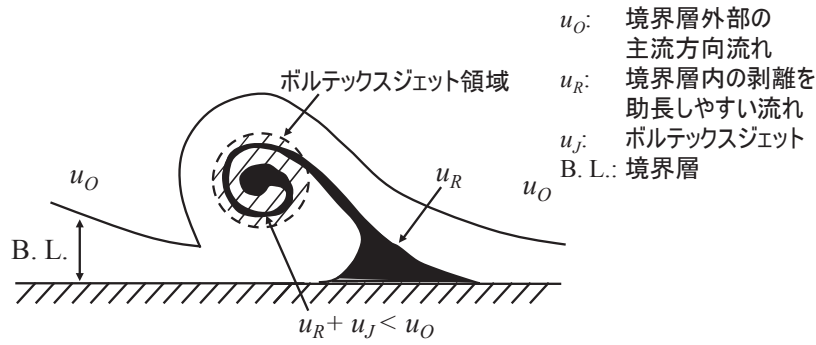
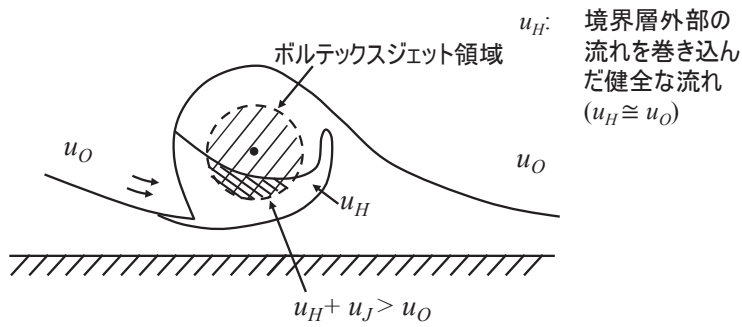


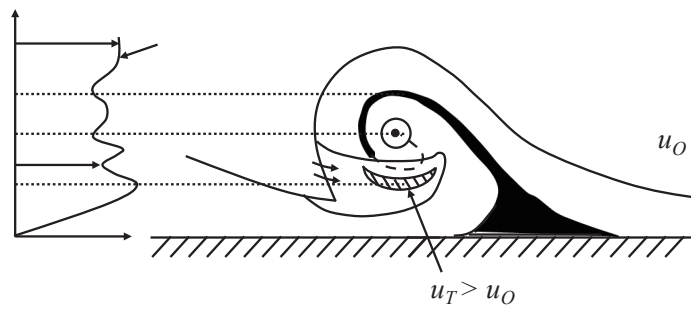
Fig. 2-22 CFD 計算による VG 渦及びその周辺の流れの可視化: (a)VG 近傍場; (b)VG 遠方場



(a) 境界層内の流れとボルテックスジェット ($u_R + u_J$)



(b) 境界層外部流を巻き込んだ流れとボルテックスジェット ($u_H + u_J$)



(c) 渦全体の流れ ($u_T = u_R + u_H + u_J$)

Fig. 2-23 VG 渦内の主流方向速度成分の分解図および全体図

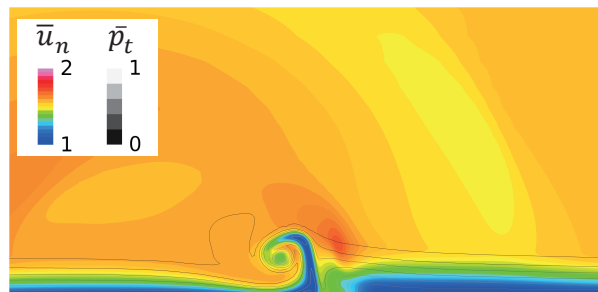
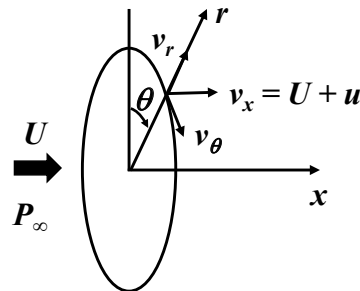


Fig. 2-24 CFD による VG 渦内の速度分布 ($x/c_\perp = 0.23$)

以上をまとめると、VGの縦渦内に存在するジェット流は、境界層制御に重要な二つの効果を生み出す。第一にジェット流は、VG渦が巻き込んだ境界層中の Retarded Flow と外部流からの Healthy Flow を放出する役目をする。このことにより、VG渦が境界層を巻き込み続けることを可能にする。ジェット流の二つ目の効果は、VGジェットによる壁付近の主流方向への速度勾配が増加することで渦直下の壁に近い境界層が健全になり、境界層の剥離を遅らせることである。そしてVG後流の可視化図 (Fig. 2-22) から分かるように、この健全化された境界層はVG渦に沿って帯状に存在するので、翼面上に取りつけられた境界層制御板と同じような役目もする。つまり、翼表面の一部に境界層剥離が発生したとしてもこの (健全化された) 帯状の境界層がその剥離を局所的に封じ込め、翼のスパン方向への剥離の伝搬を妨げる働きをする。

2.2.3.1 ボルテックス・ジェットの存在の証明

渦の中に存在するボルテックス・ジェット (渦の軸方向への流体の加速運動) の証明のために円筒座標系を用いる。Fig. 2-25 に示された円筒座標系 (r, θ, x) に於いて、 x 軸は渦の軸方向にとる。またここでは渦の軸と一様流方向が一致するような渦運動を考えることにする。速度成分 (v_r, v_θ, v_x) を次の様に定義する。 v_r は半径 r 方向、 v_θ は円周方向、 $v_x = U + u$ は一様流 (または渦の軸) 方向成分である。ここで一様流の速度 U は一定である ($U = \text{const.}$) とする。



円筒座標系 (r, θ, x)

Fig. 2-25 ボルテックス・ジェットの証明に使用する円筒座標系

本証明のためにいくつかの仮定を設定して一般の複雑な渦運動を簡素化する。まず渦運動の起きている流れ場は非圧縮、非粘性であると仮定すると、ベルヌーイの式より

$$P + \frac{\rho}{2} \{ (U + u)^2 + v_\theta^2 + v_r^2 \} = \text{const. on streamlines}$$

$$= P_\infty + \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (2-7)$$

ここで P は静圧、 ρ は流体の密度である。

次に全ての流線は同一の上流に源を発生していると仮定し、又渦内では半径方向の速度成分 v_r は円周方向の速度成分 v_θ に比べて小さい ($v_r \ll v_\theta$) と仮定する (注 1 参照)。

又渦中の流体粒子に働く半径方向の圧力と、慣性力 (遠心力)はバランスしなくてはならないので次の式が成り立つ.

$$\frac{dP}{dr} = \frac{\rho v_{\theta}^2}{r} \quad (2-8)$$

(2-7)式を半径方向に微分し (2-8)式を利用すると次式が導かれる.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dr}[u(2U + u)] &= -\frac{dv_{\theta}^2}{dr} - \frac{2}{\rho} \frac{dP}{dr} \\ &= -\frac{dv_{\theta}^2}{dr} - 2\frac{v_{\theta}^2}{r} \\ &= -\frac{1}{r^2} \frac{d}{dr}(r^2 v_{\theta}^2) \end{aligned} \quad (2-9)$$

ここで渦回りの循環 Γ の定義

$$\Gamma = 2\pi r v_{\theta} \quad (2-10)$$

を導入すると (2-9)式の右辺は次の様になる.

$$\begin{aligned} -\frac{1}{r^2} \frac{d}{dr}(r^2 v_{\theta}^2) &= -\frac{1}{r^2} \frac{d}{dr} \left(\frac{\Gamma}{2\pi} \right)^2 \\ &= -\frac{\Gamma}{2\pi^2 r^2} \frac{d\Gamma}{dr} \end{aligned} \quad (2-11)$$

(2-9)式と (2-11)式より,

$$\frac{d}{dr}[u(2U + u)] = -\frac{\Gamma}{2\pi^2 r^2} \frac{d\Gamma}{dr} \quad (2-12)$$

(注 1)

ここでは、種々の渦形状に適合するためにより厳密な仮定として次の2つの場合を考えてみる.

(1) 竜巻の様な3次元的 (立体的)な渦の場合として $v_r \ll v_{\theta}$, u を仮定すると

$$(U + u)^2 + v_r^2 + v_{\theta}^2 \cong U^2 + u(u + 2U) + v_{\theta}^2 \quad (2-13)$$

となり (2-12)式と同じ結果がえられる.

(2) 台風の様な2次元的 (平面的)な渦の場合として $u, v_r \ll v_{\theta}$ を仮定すると

$$(U + u)^2 + v_r^2 + v_{\theta}^2 \cong U^2 + 2Uu + v_{\theta}^2 \quad (2-14)$$

となり (2-12)式は,

$$\frac{d}{dr}(2Uu) = -\frac{\Gamma}{2\pi^2 r^2} \frac{d\Gamma}{dr} \quad (2-15)$$

となる. 以上より, この何方のタイプの渦の場合でも, 以下に述べる説明によりボルテックス・ジェットの存在の証明ができる. (注1 終わり)

(2-12)式と (2-15)式より, 式の左辺の符号は $d\Gamma/dr$ の符号で決まることが分かる.

(A) $d\Gamma/dr = 0$ の場合

$$\frac{d\Gamma}{dr} = 0 \quad (2-16)$$

この場合は循環 Γ が半径方向に一定の場合で, 自由渦 (ポテンシャル渦) の場合かランキン渦の外部側の渦がこれに該当する. (2-12)と (2-16)式より

$$\frac{d}{dr}[u(2U + u)] = 0 \quad (2-17)$$

または, (2-15)と (2-16)式より

$$\frac{du}{dr} = 0 \quad (2-18)$$

ここで渦から無限遠方 ($r \rightarrow \infty$) では $u = 0$ でなければならない境界条件より, $u = 0$ となることが分かる.

(B) $d\Gamma/dr > 0$ の場合

$$\frac{d\Gamma}{dr} > 0 \quad (2-19)$$

このタイプの渦の例としてはランキン渦の中心部にある強制渦部分を考えるとよい. (2-12)と (2-19) 式より

$$\frac{d}{dr}[u(2U + u)] < 0 \quad (2-20)$$

または, (2-15)と (2-19) 式より,

$$\frac{du}{dr} < 0 \quad (2-21)$$

ここ境界条件として, 渦から無限遠方 ($r \rightarrow \infty$) (またはランキン渦の場合で強制渦の外側) では $u = 0$ でなければならない. よって渦の中心部では (2-20) (又は (2-21))式より,

$$u > 0 \quad (2-22)$$

でなければならない。(Fig. 2-26 のランキン渦の場合の例を参照)

以上より自然界の渦 (例えばランキン渦タイプ) の様に渦の中心付近に循環 Γ が半径方向に増加する部分 ($d\Gamma/dr > 0$) が存在すると、そこにはボルテックス・ジェット ($u > 0$) が存在することが分かる。

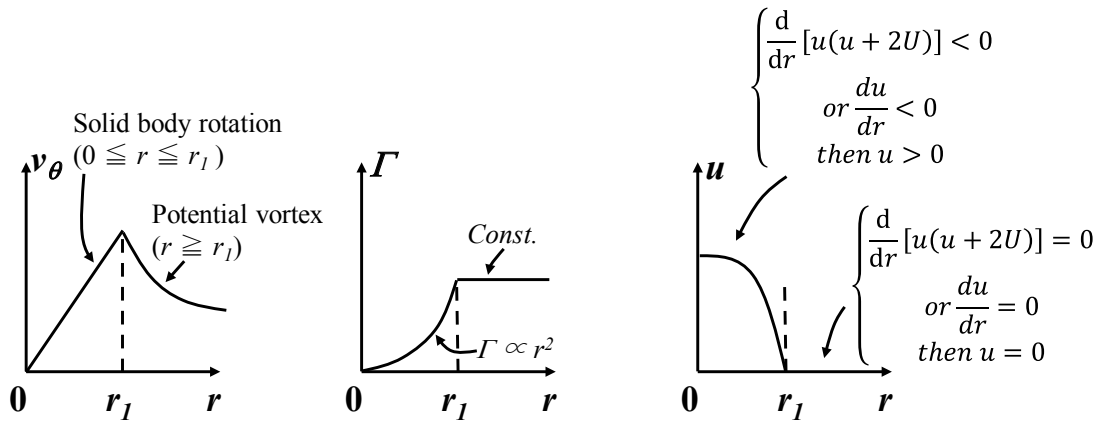


Fig. 2-26 ランキン渦の場合の v_θ , Γ と u の半径 r に対する分布

2.2.3.2 ボルテックス・ジェットが存在するために必要なメカニズム

前項では非粘性、非圧縮性流体におけるボルテックス・ジェットの存在を数学的に証明した。次に流体の粘性を考慮しながらランキン渦を例にとりボルテックス・ジェットの存在に必要な物理的なメカニズムを考えてみる。ランキン渦が流体中に継続的に存在するためには外系からのエネルギーの供給が必要である事は自明である。また、その外系から供給されたエネルギーはランキン渦の自由渦部分 (渦の円周方向速度は渦の半径に反比例する) と強制渦部分 (渦の円周方向速度は半径に比例する) に分配されることも明らかである。

次にこの外系から供給されたエネルギーはランキン渦内でどのように使われるのか考察する。自由渦内の流体には粘性によるせん断力が常に働き、供給されたエネルギーは自由渦形態の保持のために消費される。それに対して強制渦は、いったん (強制) 渦の回転運動が形成されると、剛体の回転運動の場合と同じようになり、流体粒子間の相対的な位置関係がほぼ同じとなり、粘性の影響をほとんど受けなくなる。そしてその渦運動を維持するために必要なエネルギーの供給はほぼ不要となり、強制渦部分に供給されたエネルギーは強制渦内の流体を (粘性に抗して) 後流に押し出すために必要なエネルギーとして使われる。つまり強制渦部分に供給されたエネルギーのほとんどは (強制渦内の) ボルテックス・ジェット運動の維持のために使われると考えられる。

以上より、ボルテックス・ジェットが強制渦中に存在するためには自由渦の場合と同じように外系からのエネルギーの供給が不可欠であることが分かる。そしてエネルギーの供給がなくなると粘性の影響を受けてランキン渦内のボルテックス・ジェットと自由渦は減衰する。しかし、粘性の影響を受けにくい強制渦運動 (ボルテックス・ジェットも含め) は自由渦に比べるとゆるやかに減衰することが分かる。

2.2.4 VG 効果 4 – 境界層の分断および防御壁効果 (既報 [1]より引用)

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 (Fig. 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 (流れに垂な直方向) への伝搬が著しく阻害され、剥離の急激な発達を抑えられる。これは境界層制御壁 (fence or notch) [23]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”と呼ぶことにする (Fig. 2-27 参照)。

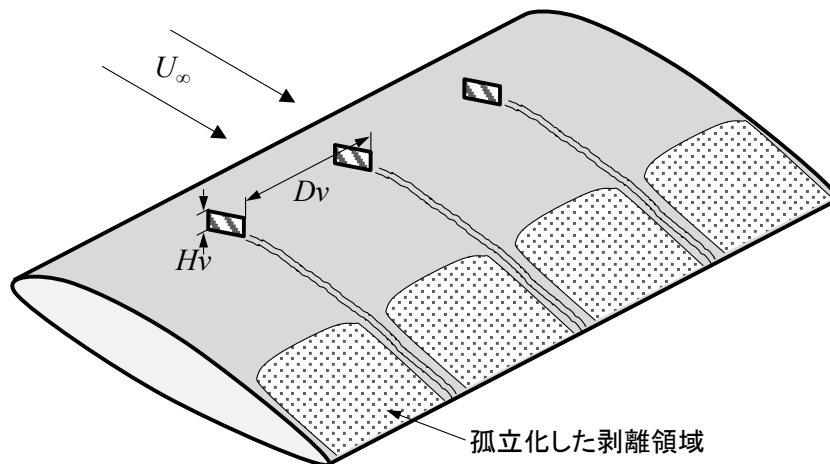


Fig. 2-27 VG 渦による境界層の分断及びその防御壁効果 [1]

2.2.5 VG 効果 5 – 非定常擾乱の伝播抑制 (“Boundary-Layer (B.L.) Fire-Wall Effect”の非定常効果)

近年の 3 次元翼に対する遷音速バフェットの研究により、2 次元翼と 3 次元翼の間で、衝撃波の振動状態が大きく異なることが分かってきた [2 - 5]。2 次元翼では衝撃波の振動は上下流の平面波動的な振動が支配的である。その周期は、音波の伝播時間に依存したものであり、流体

の特性時間よりも長い。これに対して、3次元翼では、衝撃波の振動は3次元的になる。衝撃波の波面は2次元の場合同様に上下流にも振動するが、この振動は、衝撃波・境界層干渉による剥離位置を起源とし、スパン方向にも進行する。また、この振動周波数は2次元翼の場合よりも一桁程度高く、流体の特性時間に近い。振動源は剥離位置から放出される渦であると考えられている [2]。このような3次元擾乱の伝播する途中にVGの作る縦渦が走ると、この擾乱の伝播を妨げる効果があり、剥離の拡大を抑制する効果もあるのではないかと考える。これは、前述の“Boundary-Layer (B.L.) Fire-Wall Effect”の非定常量に基づく説明とも言える。このような擾乱の遮蔽効果はいまだ確認できていないが、今後検討に値するメカニズムの仮説と考える。

2.2.6 VG 効果 6 – VG 渦の横流れ流巻き込み効果

VGの縦渦に後退翼の作り出す横流れ速度成分が加わると、VG渦の境界層に与える効果 (VG効果)に大きな変化が生じる。つまり、VG効果は、横流れ速度方向がVG渦を活性化するかまたは減衰化するかのいずれかに作用するかによって、大きく異なる。(Fig. 2-28 参照)

後退角を持った翼の上面に設置されたToe-Out VGsのように、VG渦の壁から遠い側 (境界層外部側)の流れ方向が翼面上の横流れ方向と一致する場合には、VG渦はこの横流れ流を巻き込み、横流れの運動エネルギーを吸収する。つまり、横流れ速度成分により供給されたエネルギーにより、VG渦は強化されるかまたは少なくともVG渦の減衰 (粘性による)は遅くなる。このことにより、前節で説明したようにVG渦の発達過程に形成されるボルテックス・ジェットが強化され、結果的には“VGボルテックス中のジェット効果”がより長く続く。つまり、VGの境界層の剥離を制御する効果が横流れ速度成分の助けを得て持続することになる。

これに反して、Toe-In VGsの場合、この場合は横流れ速度成分がVG渦の作る (壁から遠い側)の流れ方向と反対になる。後退翼の横流れ速度成分が渦の回転エネルギーを減少させるように作用するので、VG渦は急激に減衰する。つまり、VG渦発達過程に生成されたボルテックス・ジェットも急激に弱まり、そしてVG渦の境界層制御効果も急速に失われることになる。

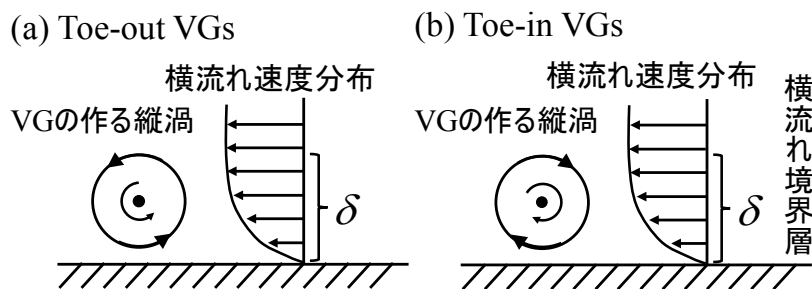


Fig. 2-28 横流れ速度分布と縦渦の回転方向の関係: (a) Toe-Out VGs; (b) Toe-In VGs

2.2.7 VG 効果 7 – 流れ場の3次元性と縦渦の回転方向に関する効果

前述のように、後退角を持つ主翼上面の境界層では、前縁の極近傍の流線は機体軸に対して翼根側を向き、下流に向うにつれて、翼端側に向きを変え、翼後縁付近では、翼根から翼端への明らかな横流れとなる。

本研究の風洞実験や CFD 解析の結果から、この流れの 3 次元性と VG の作る縦渦の回転方向の関係が極めて重要であることが分かった。Toe-Out VGs は高い剥離抑制効果を持つが、Toe-In VGs は、ほとんど機能しない。CFD 解析の結果からは、前述の VG 効果 6 -VG 渦の横流れ流巻き込み効果でも述べたように、Toe-Out VGs については、横流れと縦渦の回転方向の関係性が良く、縦渦の上昇流側の境界層が厚くなる状態が抑えられること、その結果として、後退角が無い場合よりも衝撃波と干渉した位置での総圧損失が小さくなることが示されている。局所的な境界層厚さの増加を横流れが妨げることが Toe-Out VGs の効果を促進していると考えられる。

これ以外に考えられるメカニズムとしては、既報 [1]にも示したように、以下の 2 つが挙げられる。1 つ目は、VG の縦渦 (とその鏡面渦) の作る誘起速度が翼上面の後縁付近の翼端方向への流れを妨げ低運動量の境界層が翼端等に集まることを妨げる効果である。2 つ目は、VG の小さな正の渦群が主翼の作る強い (負の) 翼端渦 (trailing vortex) を弱小化し、主翼の揚力の後流への流出を妨げる効果である。

後退角のある主翼において、Toe-Out VGs の縦渦の効果が広がることは、本研究より明らかである。しかし、横流れが VG の縦渦に作用して局所的な境界層厚さの増加をどのように抑制したのか、主翼のコード方向のどの位置で効果が明瞭に現れているかなど、詳細な点は、CFD 解析による予測の域を出ず、少なくとも実験により確認するには至っていない。効果が明瞭であるだけに、今後メカニズムを明らかにし、後退角と VG 効果の定量的な関係性を明らかにする必要がある。

2.2.8 VG 効果 8 – 衝撃波境界層干渉における衝撃波緩和効果

ここまで示した VG 効果のメカニズムは、主に境界層やその剥離に着目したものであった。遷音速バフェット抑制のための VG においては、衝撃波・境界層干渉による剥離を対象とするため、この干渉現象や衝撃波に着目することも重要である。近年、衝撃波・境界層干渉について整理された文献 [2]では、衝撃波・境界層干渉における衝撃波の緩和効果 (Shockwave-smearing Effect)が示されている。ここでは、この効果について説明し、VG の効果との関係について述べる。

通常、境界層の状態を表す指標として、以下の形状係数 (Shape factor) H_i が用いられる。ここで添え字 i は、その値が非圧縮性流れに対応することを示す。圧縮性流れを扱っているため、密度を考慮する方法もあるが、ここでは、文献 [2]に合わせて、この定義を使用する。 δ_i^* は排除厚さであり、 θ_i は運動量厚さである。

$$H_i = \frac{\delta_i^*}{\theta_i} \quad (2-23)$$

$$\delta_i^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dz \quad (2-24)$$

$$\theta_i = \int_0^\delta \frac{u}{u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dz \quad (2-25)$$

一般的に、形状係数は境界層の剥離しやすさの指標と考えられ、形状係数が高い境界層の方が、形状係数が低い境界層よりも剥離しやすい。これは、同じ境界層厚さの場合、形状係数の高い境界層速度分布の方が、形状係数の低い境界層速度分布よりも、広い領域で大きく速度欠損している分布を取るためである。

文献 [2]では、衝撃波・境界層干渉における剥離のしきい値を示すために、衝撃波・境界層干渉位置の上流の形状係数と Mach 数 (衝撃波の強さ)をパラメータに取り、剥離がはじまる条件を調べている。その結果によると、衝撃波・境界層干渉で剥離が起こる条件は、この形状係数にはほとんど依存せず、衝撃波上流の Mach 数に依存する。平板の場合は、衝撃波上流の Mach 数が 1.3 程度で剥離する。

衝撃波・境界層剥離が形状係数に依存しないメカニズムは、以下のように説明される。ここでは、速度境界層厚さ δ で無次元化された系を考える。形状係数が高い条件では、形状係数が低い条件に比べて、境界層内の音速線の位置は壁から離れた位置に存在する。これは境界層内の速度分布形状が形状係数によって異なるためである。形状係数が高い場合は、この広い音速線以下の境界層のために、衝撃波下流が高圧であるという情報が、形状係数が低い場合に比べて、上流のより遠方にまで伝わる。その結果、形状係数が高い場合の方が、形状係数が低い場合よりも、衝撃波上流のより遠方から圧縮がはじまり、境界層内の圧力勾配は緩やかになる。つまり逆圧勾配は緩和され剥離しにくくなる。よって、衝撃波・境界層干渉の上流の形状係数が高く境界層が剥離しやすいという条件と、衝撃波近傍の逆圧力勾配が緩和され剥離しにくくなるという条件が均衡する。そのために、剥離開始条件への形状係数の影響は小さくなる。このような緩やかな圧縮状態を衝撃波近傍で意図的に引き起こし、剥離を抑制しようとしたデバイスが **Bump** である [24]。

前述のように、縦渦の下流は縦渦の上昇流側と下降流側で明らかに境界層の状態が異なる。上昇流側では、境界層は厚くなりかつ形状係数は大きくなるため音速線の位置は壁から離れ、下降流側では境界層は薄くなりかつ形状係数は小さくなるため音速線の位置は壁に近づく。そのため、上昇流側の圧縮は、初期の衝撃波位置よりも上流からおき、下降流側は衝撃波の初期位置よりも下流となる。その結果、翼表面を上から眺めると、縦渦と衝撃波の干渉する位置では、やや尖った S 字状の衝撃波面が形成される。これは後述のオイルフローのパターンなどで明らかである。

後退角がない翼の場合、この S 字の衝撃波と一様流の成す角度は、元々の衝撃波の一様流に対する角度よりも小さい。この角度のために、元々の垂直衝撃波に比べて弱い斜め衝撃波が形成される。実際は、高さ方向にも勾配を持つため、衝撃波は複雑な 3 次元形状となっており、上下流方向の衝撃波緩和効果も働く。少なくとも衝撃波による圧力勾配は元々の状態よりも緩やかになると考えられる。物理形状の **Bump** がなす効果を、流体力学的に縦渦が生じさせたことになると考えられる。ここでは、この効果を便宜上、"Aero-Bump Effect"と名付ける。

後退角のある場合についても、この効果を考慮する価値はある。縦渦の回転方向の違いにより、衝撃波と縦渦の干渉する位置にできる S 字の向きは異なる。Fig. 2-29 にこの模式図を示す。この干渉領域において 3 次元の衝撃波面に主に影響するのは、最も距離の長い S 字の中央部であると考えられる。この中央部に着目すると、この S 字の中央の衝撃波と一様流の成す角は、Toe-Out VGs では元々の角度よりも小さくなるが、Toe-In VGs ではむしろ大きくなる。そのため、Toe-Out VGs は緩やかな圧縮を受けるのに対して、Toe-In VGs は強い圧縮を受ける。この差が VG の効果の差として現れるのではないかと考える。この Aero-Bump Effect は、仮説の域を全く出ないものではあるが、衝撃波・境界層干渉に特有の VG の効果のメカニズムとして、このような圧縮状態の差異に着目することは重要と考える。

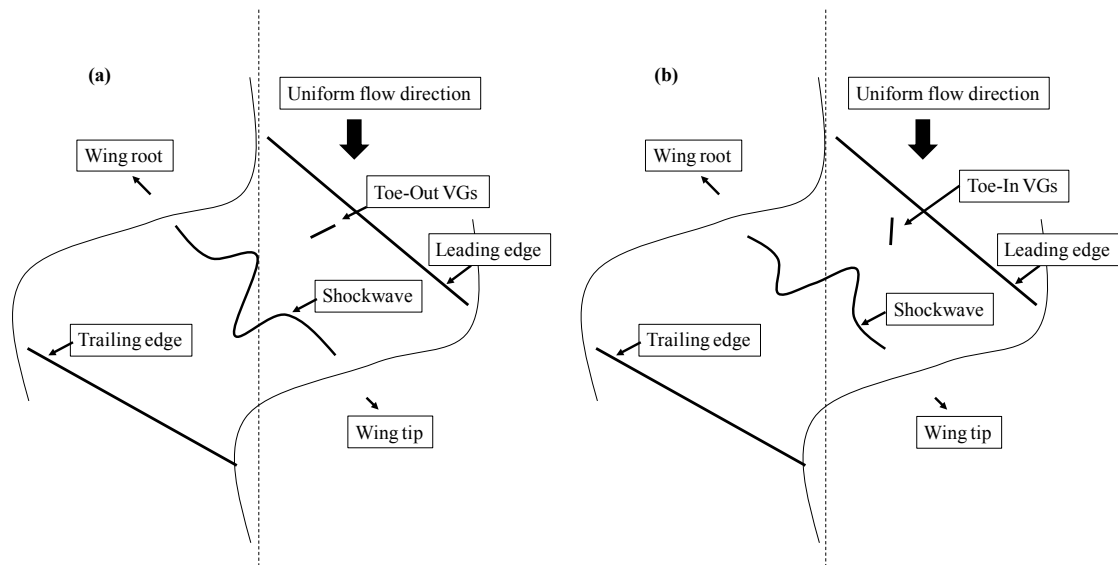


Fig. 2-29 縦渦と衝撃波の干渉による衝撃波形状の変化 (a)Toe-Out VGs; (b)Toe-In VGs

2.2.9 VG 効果 9-3 次元翼に配置された VG の一般的特性

今までの議論は 1 個の VG の縦渦 (または、無限に続く Co-rotating VGs 中の 1 個の縦渦) に対しての物理特性を述べたが、実際の VG 使用においては 3 次元翼の境界層剥離を制御する目的で設置された VG は一般的に有限個であり 1 列に並んだ形態になる。この場合には VG の列が列の両端で切れているためその両端に近い VG 渦は通常の VG 渦 (VG 列中に並んでいる VG 渦) とは異なった特性をしめす。本節では後退角を持った翼の翼面上に並んだ Toe-out VGs の両端の VG 渦に着目して、それらの物理特性を調べてみる。

前に述べた様に (通常の) VG 縦渦は境界層内の剥離を起こしやすい流れと、境界層外の健全な流れを適当な割合で巻き込むように設計されている。そのため VG 渦に於いては境界層内部の流れを巻き込む側は剥離を起こしやすくなり、反対に境界層外部を取り込む側は剥離を起こしにくくなる (Fig. 2-30 参照)。この基本的な VG 渦の物理特性を基に VG 列の両端の渦に起こりやすい通常の VG 渦と異なった現象を考察することにする。

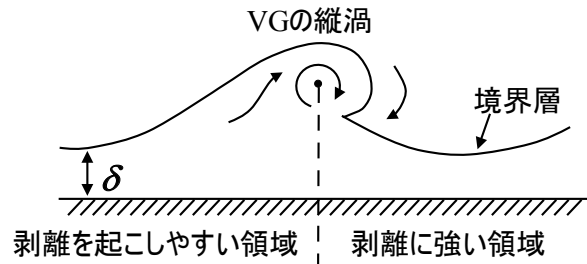


Fig. 2-30 VGの縦渦とその周囲の境界層厚さの関係

Fig. 2-31 (a)に於いて、VG渦無しの場合の剥離領域と将来VGを設置するとした時の最内舷VGの作る後流渦との交点をAとする。同様に最外舷のそれとの交点をBと定義する。この様にAとBを決めると、VG無しの場合には最内舷点Aと最外舷点Bの間では境界層は剥離していることとなる。

次にToe-out VGsを予定どおりAB間に設置したとする。そしてその結果、剥離領域が縮小しAB間(A, B点も含めて)の剥離が収まったと仮定する。ここでさらに最内舷点Aの後流で最初に剥離が起きる点をA'、同様に最外舷点BのそれをB'と定義する。つまりA', B'点はVGを設置した時のVGの最内舷側と最外舷側での境界層剥離の起こる最上流点を示している。以上の設定のもとに、今からA', B'点に於けるVG渦の特性について考察する。参考のためにFig. 2-31 (b)にA'-B'上での流れの断面図を示している。

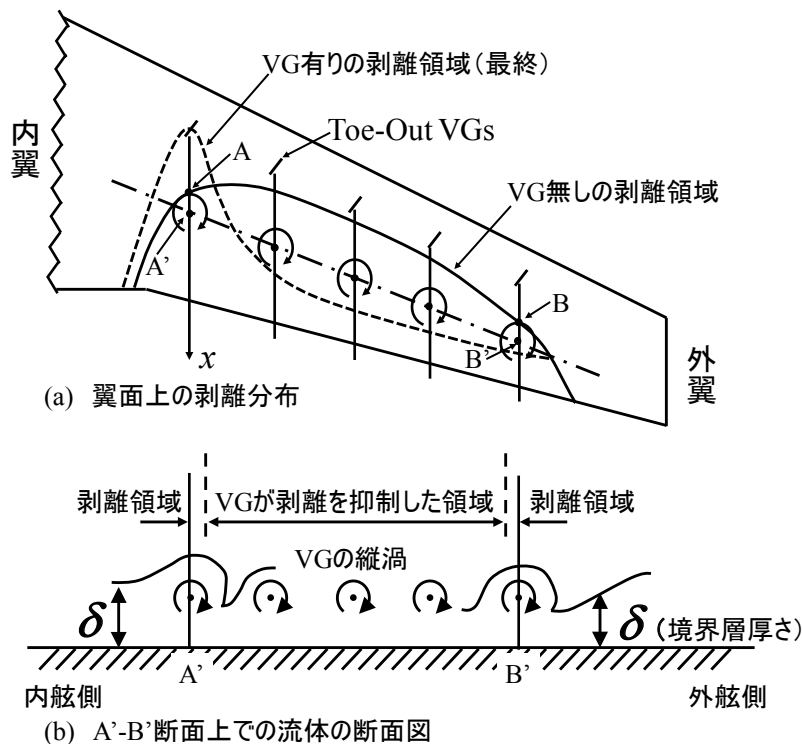


Fig. 2-31 有限個のVGを設置した場合の剥離分布と境界層厚さの関係: (a)翼面上の剥離分布; (b) A'-B'断面上での流体の断面図

(A) A'点での最内舷 VG 渦の特性

A'点での最内舷 VG 渦は剥離領域内にある。その上、この渦の剥離を促す内舷側（内翼側）部分の渦（Fig. 2-30 参照）はすでに剥離している境界層を大量に巻き込むことになるので A' 付近の剥離領域は拡大する（Fig. 2-31 (b)参照）。又この最内舷渦は隣接渦の誘起速度の影響を受けて壁から遠ざかる方向に移動する（Fig. 2-32 参照）ため、VG 渦の境界層活性効果も弱くなる。以上の二つの理由により最内舷点 A' は安定状態にはなく境界層剥離は拡大しながら上流側に進展する。最悪の場合には最内舷 VG 設置位置まで剥離は進展することもあるので注意を要する（Fig. 2-31 (a)参照）。

(B) B'点での最外舷 VG 渦の特性

B'点での最外舷渦は A'点と同じく剥離領域内にある。ただしこの場合、渦の外舷側（外翼側）の渦部分は剥離を抑える作用があり（Fig. 2-30 参照）、また渦の内舷側（内翼側）の境界層は（他の VG 渦の効果で）剥離を起こしていない。そのため B'点での渦は A'点の渦の性質とは異なり剥離制御効果を持つ（Fig. 2-31 (b)参照）。又、隣接している渦からの誘導速度もこの最外舷渦を壁に押し付ける方向に働き（Fig. 2-32 参照）、VG 渦の巻き込み効果を長く持続させる。以上より最外舷渦の周辺では境界層剥離は縮小する傾向にある（Fig. 2-31 (a)参照）。つまり最外舷 VG 渦は通常の VG 渦と同じような境界層制御効果を持っていることが分かる。

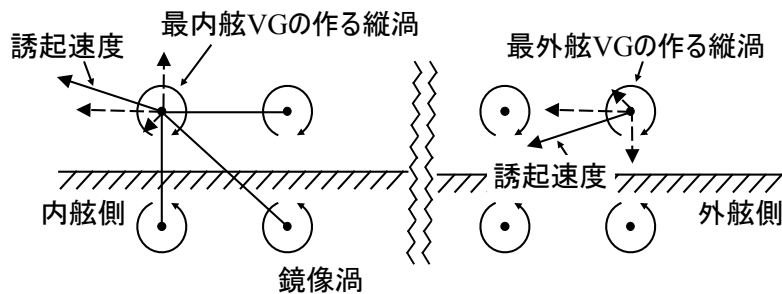


Fig. 2-32 VG 渦とその鏡像渦による最内舷と最外舷の VG 渦に対する誘起速度

2.3 VG の付加抵抗の推算 [6]

これまでの議論は、VG の正の側面である遷音速バフエットを抑制する効果に着目したが、ここでは、VG を設置することによる負の側面、巡航時（バフエット等による剥離が起きていない状態）に於ける VG の付加抵抗について、その推算法について述べる。VG は突起物であり、剥離等がない巡航状態では、その受圧面やその作り出す渦により航空機全体の抵抗を増加させる。実際の設計では、CFD 解析などにより、付加抵抗を定量的に詳細に調べることも可能になってきている。しかし、VG 設計の初期段階において、VG の付加抵抗を簡易的に調査することは、詳細に VG のパラメータを設計する上でも有用である。ここでは、Kusunose and Yu [6]の提案し

ている推算式について、矩形 VG かつ与える物理量が全て VG なし条件の実験値もしくは CFD 解析の極めて限られた情報から求まる簡易推算式を紹介する。この手法であれば、極めて限られた情報で、簡単な計算により VG の付加抵抗を推算できる。

航空機の翼面上に設置された1枚のVGによる抵抗係数の増加量を ΔC_{Dvg} とすると、その値は、次式で見積もられる。

$$\Delta C_{Dvg} \cong F m_{vg} C_{Dvg} (S_{vg}/S) \quad (2-26)$$

ここで、 F は翼面積に対する補正係数、 m_{vg} は遷音速航空機用の単一VGのための増幅率、 C_{Dvg} は平板翼上の単一VGの抵抗係数である。 S_{vg} はVG1枚の面積、 S は模型の代表面積(翼面積)である。翼面積に関する補正係数 F は定数として与え、以下のように0.9とする。

$$F = 0.9 \quad (2-27)$$

また、増幅率については、VG設置位置や翼面上の物理量を使用して次式で求める。

$$m_{vg} = 0.60 \left(\frac{U_{vg}}{U_\infty} \right)^{4.2} \left(\frac{U_\infty}{U_{TE}} \right)^{1.0-0.2M_\infty^2} \left(\frac{1+0.2M_\infty^2}{1+0.2M_{TE}^2} \right)^{2.5} \quad (2-28)$$

$$\frac{U}{U_\infty} = \left\{ 1 - \frac{5}{M_\infty^2} \left[(0.7C_p M_\infty^2 + 1)^{\frac{2}{7}} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2-29)$$

$$M = \left\{ 2.5 \left[\frac{2 + 0.4M_\infty^2}{(0.7C_p M_\infty^2 + 1)^{\frac{2}{7}}} - 2 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2-30)$$

ここで、 U は速度、 M はMach数、 C_p は圧力係数である。添え字 ∞ は一様流の物理量であることを、 vg はVGの物理量またはVG設置位置における物理量であることを示し、 TE は後縁位置での物理量であることを示す。

平板上でのVGの抵抗係数は、文献[16]の実験値より、以下の揚力係数 C_L に対する経験式を使用する。この式は上述の(2-4)式と同じものである。

$$C_{Dvg} = C_L \tan \alpha_{vg} \quad (2-31)$$

$$C_L = (0.3117 + 0.6850AR - 0.2167AR^2) \left(\frac{\alpha_{vg}}{20} \right) \quad (2-32)$$

$$* \alpha_{vg} [\text{degree}] = A_v [\text{degree}]$$

$$AR = \frac{b}{c} = \frac{2H_v}{L_v} \quad (2-33)$$

$$S_{vg} = L_v H_v \quad (2-34)$$

実際には、VGを単独で使用することはないので、(2-26)式で、各スパン位置に対して、単独のVGの抵抗を求めて積算する。または、代表位置に対して求めて、設置した合計の枚数を掛け

るなどして VG の付加抵抗を求める。文献 [6]では、ゴシック形状や三角形状などについても、VG の付加抵抗の推算方法が紹介されている。必要に応じて参照されたい。

3章 風洞実験

本章では、VGの効果の検証、各パラメータの感度の調査、設計指針の検証等のために行った風洞実験の結果についてまとめる。風洞実験では非常に多くのデータを取得した。これら全てを、本章で紹介すると要点が見えにくくなる。そのため、本章においては、重要事項を説明するために重要なデータだけを取り上げてまとめた。他方、現在は重要でないと見なしたデータが、後日、追加の情報を持って再度考察すると重要な意味を持つこともある。そのような情報が残るように、巻末の付録には可能な範囲ではあるが、多くのデータをグラフにして残した。本章の補足や、追加の考察において参照していただければ幸いである。なお、各パラメータの定義や記号、座標等については、2章で示したものを共通して使用する。

3.1 実験手法

3.1.1 80%縮尺 NASA Common Research Model (80% NASA CRM) [25]

風洞実験では、3次元主翼におけるVGの効果を検証するために、80% NASA CRMを対象とした。このモデルは、現行の航空機に近い全機形状モデルである。Fig. 3-1とFig. 3-2に、80% NASA CRMの写真を示す。Fig. 3-1はナセルなしの形態、Fig. 3-2はナセルありの形態である。それぞれの形態における仕様は、Table 3-1に示す。

オリジナルのNASA CRMモデルは、4th AIAA Drag Prediction Workshop [26]の対象形状として設計された [27]。設計Mach数は0.85、設計 C_L は0.5である。米国National Transonic Facility (NTF)とNASA Ames 11-ft風洞において、本モデルを使用して高レイノルズ数条件下で実施された風洞試験データが公開されている。JAXAでは、これらの公開データとJAXAにおける風洞実験データを比較し、近年の旅客機風洞試験に対応する風洞試験技術を確立することを目的として、同一形状のモデルを製作した [25]。80% NASA CRMのサイズは、名称が示すとおり、NTFで使用しているモデルの80%縮尺である。この理由は、本モデルで使用した後述の風洞の試験部が、NTFの試験部に比べて小さいためである。基準面積は 0.179014 m^2 、基準コード長は 0.15131 m 、スパン長は 1.26927 m である。本試験では、NASAの風洞試験や既報 [25]と同様に胴上支持形態にて実施した。文献 [25]には、80% NASA CRMの詳細な情報が記載されている。また、文献 [4, 5, 9]は、遷音速バフェット時の本モデルに関する詳細な圧力データを示している。本モデルに関する詳細については、適宜、これらの文献を参照されたい。

実飛行環境下では、主翼上は乱流境界層が発達している。本研究で対象とするVGは、この乱流境界層中に設置することを想定している。そのため、風洞実験においても、乱流境界層を模擬できるように、80% NASA CRMのノーズ、主翼、水平尾翼、ナセル、ナセルパイロンに、ディスクラフネスを設置した [28]。Fig. 3-3にモデルの各部に設置したディスクラフネスの写真を、Table 3-2にディスクラフネスの仕様を示す。ディスクラフネスの高さは、主翼では、内舷、中舷、外舷で異なる。それぞれ高さは、 0.0039 inch , 0.0035 inch , 0.0031 inch である。

模型の主翼には、両舷で合計 325 点の圧力孔を設けている。主要なコード方向に並ぶ圧力孔列は 9 断面ある。機軸を原点とし、スパン長さの半分 ($b/2$) で無次元したスパン位置 ($\eta = y/(b/2)$) で、0.131, 0.201, 0.283, 0.397, 0.502, 0.603, 0.727, 0.846, 0.950 である。左翼には上面に、右翼には下面に圧力孔列が設けられている [25]。

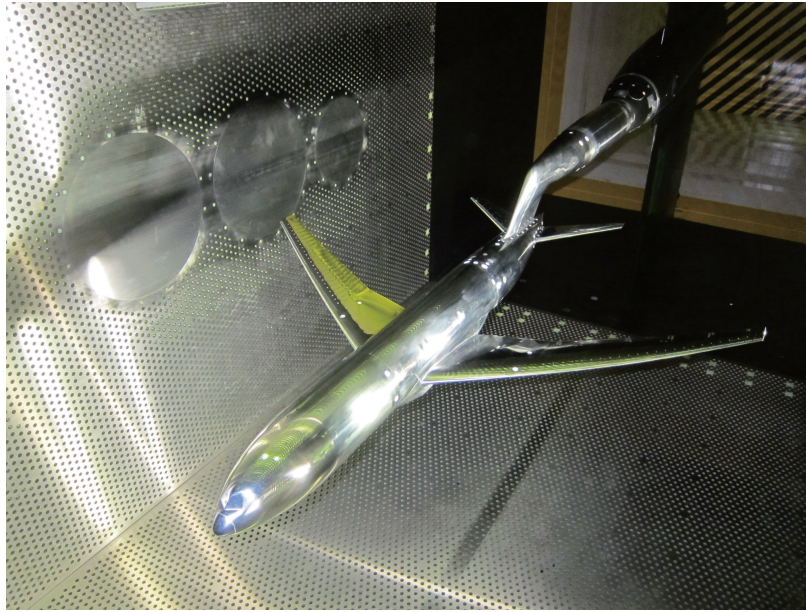


Fig. 3-1 ナセルなし形態の 80%縮尺 NASA Common Research Model



Fig. 3-2 ナセルあり形態の 80%縮尺 NASA Common Research Model

Table 3-1 80%縮尺 NASA CRM 仕様

Configuration	Wing/Body/Tail=0 (WBT0)	Wing/Body/Nacelle/Pylon/Tail=0 (WBNPT0)
Nacelle/Pylon	No	Yes
Taper ratio		0.275
25 % Chord sweep [deg.]		35
Aspect ratio		9.0
Reference area [m ²]		0.179014
Reference chord [m]		0.15131
Span [m]		1.26927
Tail angle [deg.]		0

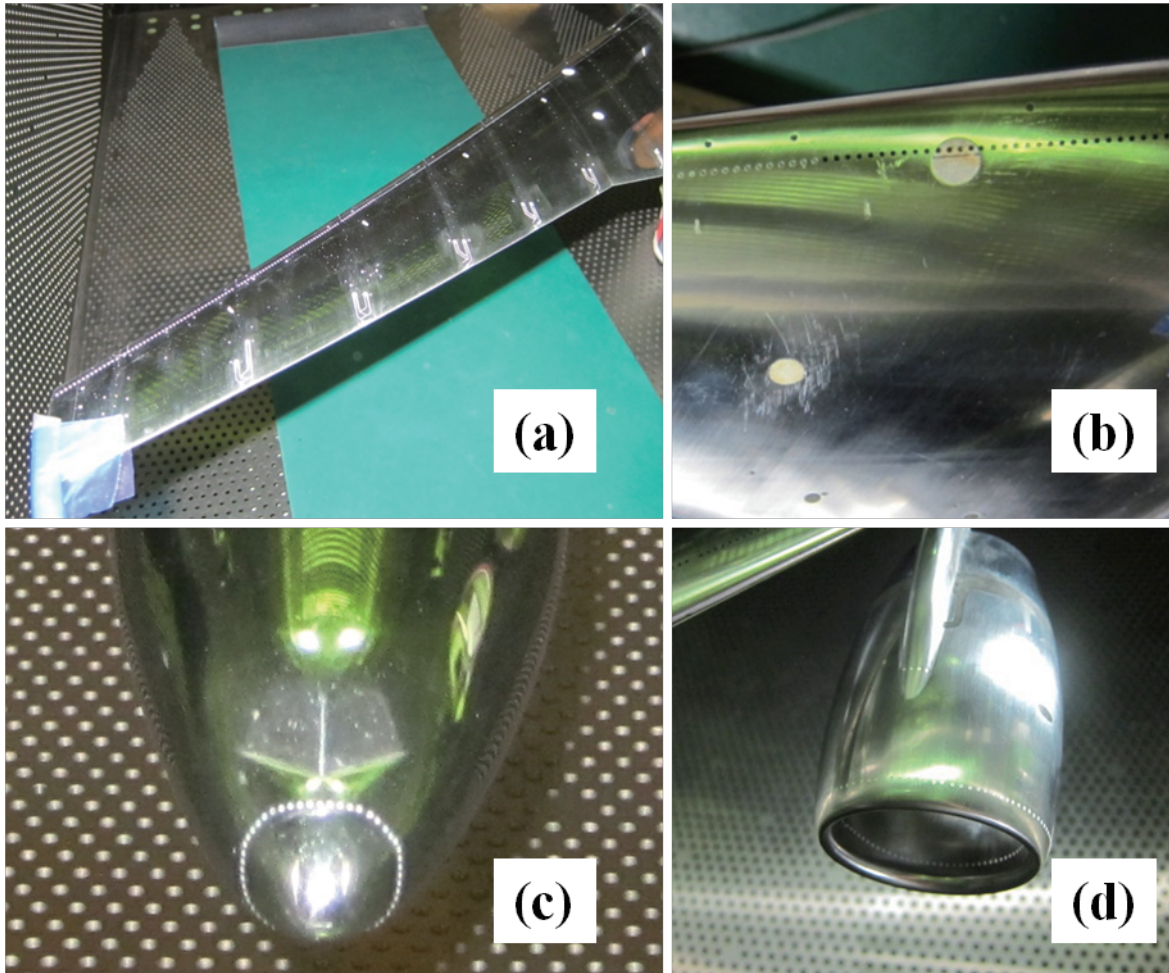


Fig. 3-3 80% NASA CRM に設置した境界層の強制遷移用ディスクラフネス: (a) 主翼, (b)主翼の拡大図, (c) ノーズ, (d) ナセルおよびナセルパイロン

Table 3-2 境界層の強制遷移用ディスクラフネスの仕様

Trip	Aeronautical trip dots (CAD Cut, Inc)	
	Reynolds number (Total pressure [kPa])	2.27×10 ⁶ (120)
Diameter of trip dots [mm]	1.27	
Distance of trip dots center [mm]	2.54	
Height of trip dots		
Main wing [mm]	0.09906 (Inner wings)	0.11430 (Inner wings)
	0.08890 (Mid-wings)	0.09906 (Mid-wings)
	0.07874 (Outer wings)	0.08890 (Outer wings)
Horizontal stabilizers [mm]	0.07874	0.09906
Body [mm]	0.07874	0.08890
Nacelle external [mm]	0.07874	-
Nacelle internal [mm]	0.07874	-
Nacelle strut [mm]	0.07874	-
Location of trip dots		
Main wing	10 % of chord	
Horizontal stabilizers	10 % of chord	
Body	1.5 % of fuselage length	
Nacelle external	6.8 % of nacelle length aft of highlight	-
Nacelle internal	6.8 % of nacelle length aft of highlight	-
Nacelle pylon	4.5 % of pylon length aft of nose on nacelle station	-

Table 3-2 補足表

[mm]	[inch]	[mil]
0.07874	0.0031	3.1
0.08890	0.0035	3.5
0.09906	0.0039	3.9
0.11430	0.0045	4.5

3.1.2 ボルテックスジェネレータ

風洞実験において基本形態とした VG のパラメータを Table 3-3 に、VGA_v20H_v08D_v40H_v とし示す。Table 3-3 の VG のパラメータと記号は、Fig. 2-3 とそろえた。剥離が始まるスパン方向の領域（設計指針に基づくスパン方向の VG の設置領域）は、本模型では概ね $\eta = 0.4 \sim 0.7$ である。VGA_v20H_v08D_v40H_v では、この領域で $x/c = 0.2$ を通り、前縁と平行になる直線上に VG を設置した。境界層厚さや気流角度などの VG のパラメータを決定するための物理量は、このスパン領域でかつ $x/c = 0.2$ の値を使用した。なお、これらの物理量は CFD 解析により求めた。VG の高さ H_v は、99%速度境界層厚さ δ の 1.5 倍の 0.8 mm である。VG のアスペクト比 L_v/H_v は 4 で、VG の長さ L_v は 3.2 mm である。VG は Toe-Out に取り、局所の気流角に対する角度 A_v は 20°、機軸に対する角度 A_{vb} は 32.6° である。後述のように $D_v/H_v = 80$ まで VG の効果は明瞭に現れたが、基本形態としては、それよりもやや狭い $D_v/H_v = 40$ とした。以上のように、VGA_v20H_v08D_v40H_v の VG のパラメータは、スパン方向の VG の設置領域を翼端付近の $\eta = 0.95$ 付近までと広めに取っていることを除き、2 章で示した設計指針に基づいている。

基本形態である VGA_v20H_v08D_v40H_v と VG の間隔だけが異なり、 $D_v/H_v = 10$ である VG の配置図を Fig. 3-4 に示す。実際の VG の設置においては、Fig. 3-4 に示した位置に VG を設置できるよ

うに設計した楕状の治具を使用した。VGA_v20H_v08D_v40H_v の VG のスパン方向の最内舷の端は Fig. 3-4 の $\eta = 0.4$ にあたる 6 番である。VGA_v20H_v08D_v40H_v では、ここから、4つ飛ばしで、6, 10, 14 と $\eta = 0.95$ の 50 番まで VG を設置した。最内舷の VG を調査するために意図的に 6 番を外したケース以外は、VG の間隔等を変えた条件においても、6 番目の VG を基準位置として VG を設置した。

大部分の試験条件は、基本形態の VGA_v20H_v08D_v40H_v と同一のコード位置で実施した。ただし、研究後半で VG の向きの効果と最内舷 VG の効果を調べたものに関しては、VG のパラメータにおける X_v/c が明確になるように、 $X_v/c = 0.2$ となる配置とした。Table 3-3 の VG_{Toe-Out}D_vH_v40 は、この VG 配置であり、この条件に対して、VG の向きのみ Toe-In としたものが、VG_{Toe-In}D_vH_v40 である。なお、この追加ケースについては、風洞設備の制約から Reynolds 数はやや低めの値を使用している。境界層厚さに対するこの Reynolds 数の差異は小さいため、VG 高さ等のパラメータは変えていない。

VG の全試験ケースについて、主要なパラメータを抜き出したものを、Table 3-4 として示す。詳細な VG の配置位置は、VG_{Toe-Out}D_vH_v40 や VG_{Toe-In}D_vH_v40 も含めて Appendix A に示した。呼称は、VG のパラメータを表すように以下のように定めた。()内がパラメータの数値または記号である

①VG なし形態

CLEAN

* 特殊ケース用の付属記号

(N: ナセルあり)

②基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v)のコード位置のケース

VGA_v (VG 取り付け角 A_v [°])H_v (VG 高さ H_v [mm])D_v (VG の間隔の高さに対する比 D_v/H_v) H_v

* 特殊ケース用の付属記号

(N: ナセルあり)

((VG 枚数)_{in}: 内舷に VG 枚数の VG を設置)

((VG 枚数)_{out}: 外舷に VG 枚数の VG を設置)

(in1: 最内舷より内側に VG を 1 枚追加)

③ $X_v/c = 0.2$ のケース

VG (VG の向き Toe-Out, Toe-In)D_vH_v (VG の間隔の高さに対する比 D_v/H_v)

* 特殊ケース用の付属記号

(最内舷 VG を調整したケース, VG の両翼の枚数)

(最内舷 VG の位置, upstream)

80% NASA CRM の主翼に設置した VG の写真を Fig. 3-5 に示す. VG は専用の楕形の治具を使用し, 文献 [1] に詳細を示した 2 液反応型アクリル系接着剤 (スカイロック RD57G, スカイロック VA-05 プライマー, 日化精工株式会社製) で接着した. この 2 液反応型アクリル系接着剤は, 熱湯により容易に剥離でき模型表面を汚染しない. 約 50°C と高温になる風洞環境下においても接着強度の問題はなかった. 80% NASA CRM の風洞実験では, VG は一度も外れていない. 風洞実験においては気流温度が 50°C 程度になるため, 模型温度も高くなった. そのため, 接着剤の硬化時間が常温の場合よりも短くなり, VG の位置決め作業を困難にした. 風洞停止後, 模型温度が 30°C 程度になるまで待ち VG の設置作業を行った.

Table 3-3 VG のパラメータ (基本形態となるもののみ)

Name of conditions		VGAv20Hv08Dv40Hv (Representative case)	VGToe-InDvHv40	VGToe-OutDvHv40 (Representative case)
Reynolds number (Total pressure)	Re (ρU [kPa])	2.27×10^6 (120)	1.52×10^6 (80)	
Number of VGs (Single wing)	N_v	24 (12)		
Shape		Rectangular		
Height	H_v [mm]	0.8		
Length	L_v [mm]	3.2		
Aspect ratio	L_v/H_v	4		
Direction of VGs leading edge	Tip / Root	Tip	Root	Tip
Angle to local flow (right wing)	A_v [deg]	20	-20	20
Angle to body axis (right wing)	A_{vb} [deg]	32.6	-7.4	32.6
Location in chord direction (c : local chord)	X_v/c	$\sim 0.2^{*1}$	0.2	
Location in span direction ($\eta = y/(b/2)$)	$\eta_{in} - \eta_{out}$	0.40 - 0.95 ^{*2}		
Interval of adjacent VGs in span direction	D_v [mm]	32		
Normalized interval	D_v/H_v	40		

*1 $\eta \sim 0.6$ において, $X_v/c = 0.2$ となりかつ, 直線となるように配置.

*2 $\eta = 0.4$ を基準点として VG を設置するように配置. Appendix A も参照のこと.

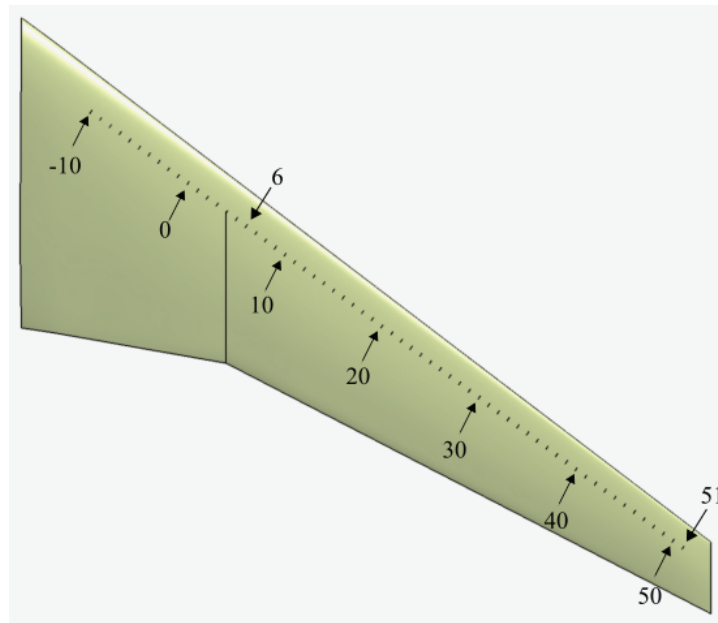
Fig. 3-4 VG 設置位置 (基本形態のコード位置で $D_v/H_v = 10$ における配置)

Table 3-4 VG パラメータの特性評価のための VG 試験形態とそのパラメータ

Name of conditions	Symbols	H_v , [mm]	A_v [deg]	D_v/H_v	N_v (Single wing)	p_0 [kPa]	Nacelle	Note		
CLEAN	○	N/A	N/A	N/A	N/A	120	No			
VGA _v 20H _v 08D _v 20H _v	□	0.8	20	20	46 (23)					
VGA _v 20H _v 08D _v 40H _v	×	0.8	20	40	24 (12)					
VGA _v 20H _v 08D _v 80H _v	*	0.8	20	80	12 (6)					
VGA _v 20H _v 08D _v 40H _v in1	◇	0.8	20	40	26 (13)			One VG was added at $\eta = 0.35$.		
VGA _v 20H _v 12D _v 20H _v	▢	1.2	20	20	32 (16)					
VGA _v 20H _v 12D _v 40H _v	×	1.2	20	40	16 (8)					
VGA _v 20H _v 12D _v 80H _v	*	1.2	20	80	8 (4)					
VGA _v 10H _v 08D _v 20H _v	□	0.8	10	20	46 (23)					
VGA _v 10H _v 08D _v 40H _v	×	0.8	10	40	24 (12)					
VGA _v 10H _v 08D _v 80H _v	*	0.8	10	80	12 (6)					
VGA _v 30H _v 08D _v 20H _v	□	0.8	30	20	46 (23)					
VGA _v 30H _v 08D _v 40H _v	×	0.8	30	40	24 (12)					
VGA _v 30H _v 08D _v 80H _v	*	0.8	30	80	12 (6)					
VGA _v 20H _v 08D _v 20H _v 12in	△	0.8	20	20	24 (12)			VGs were attached only on the inner side ($\eta = 0.40 \sim 0.68$).		
VGA _v 20H _v 08D _v 40H _v 06in	△	0.8	20	40	12 (6)					
VGA _v 20H _v 08D _v 80H _v 03in	△	0.8	20	80	6 (3)					
VGA _v 20H _v 08D _v 20H _v 12out	▽	0.8	20	20	24 (12)			VGs were attached only on the outer side ($\eta = 0.68 \sim 0.95$).		
VGA _v 20H _v 08D _v 40H _v 06out	▽	0.8	20	40	12 (6)					
VGA _v 20H _v 08D _v 80H _v 03out	▽	0.8	20	80	6 (3)					
CLEANN	+	N/A	N/A	N/A	N/A			Yes		
VGA _v 20H _v 08D _v 40H _v N	◇	0.8	20	40	24 (12)					
CLEAN	+	N/A	N/A	N/A	N/A			80	No	
VGToe-InD _v H _v 40	△	0.8	-20	40	24 (12)					Direction of VGs was opposite.
VGToe-OutD _v H _v 40	▽	0.8	20	40	24 (12)					
VGToe-OutD _v H _v 40 (32)	△	0.8	20	40	32 (16)					Four VGs were added on the inner wing.
VGToe-OutD _v H _v 40 (22)	△	0.8	20	40	22 (11)					One VG at $\eta = 0.40$ was removed.
VGToe-OutD _v H _v 40 (upstream)	△	0.8	20	40	24 (12)	One VG at $\eta = 0.40$ was moved to upstream location.				

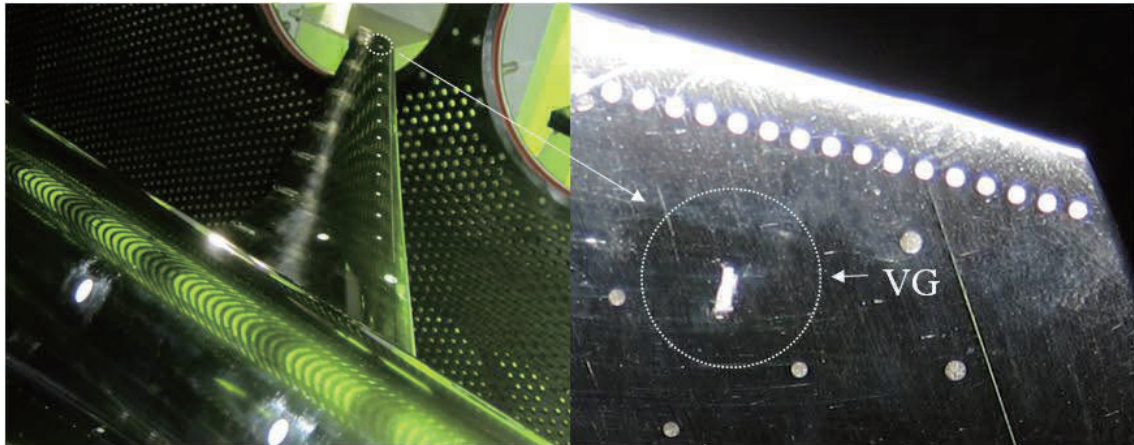


Fig. 3-5 80%NASA CRM に設置された VG (基本形態 VGA_v20H_v08D_v40H_v)

3.1.3 JAXA 2m × 2m 遷音速風洞と試験条件

風洞実験は、JAXA 2m × 2m 遷音速風洞 (JTWT1)にて行った。Fig. 3-6 に、JTWT1 の鳥瞰図と、80% NASA CRM 模型を設置した第 4 カート内の写真を示す。本風洞は、連続循環式の遷音速風洞であり、4 種類の試験部(カート) を有する。本試験では、多孔壁全機模型用のカートである第 4 カートを使用した。

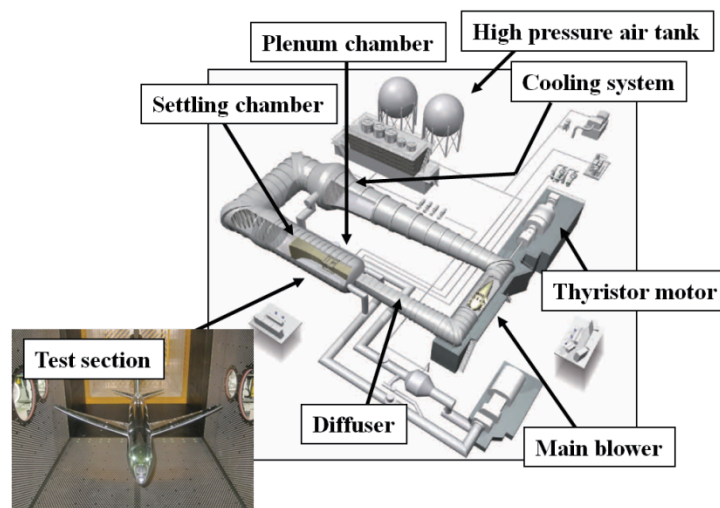


Fig. 3-6 JAXA 2m × 2m 遷音速風洞 (JTWT1)

Table 3-5 に、一様流の条件を示す。大部分の試験項目は、Mach 数 0.85、総圧 120 kPa である。この時の代表コード長に基づく Reynolds 数は、 2.27×10^6 である。抵抗発散 Mach 数 (MDD: Drag Divergence Mach number) や揚力発散 Mach 数 (MLD: Lift Divergence Mach number) などの Mach 数の影響を見るケースでは、 $M = 0.7$ から $M = 0.87$ まで、Mach 数を変化させた。その際は、一様流の総圧を固定した。研究の後半におこなった VGT_{oe}-OutD_vH_v40 や、VGT_{oe}-InD_vH_v40 の風

洞実験では、総圧を設備の制約から 80 kPa と下げて実施した。総温については、冷却水で可能な限り一定になるようにしているが、常温よりも高い値となる。Table 3-5 に示すように、約 323K である。

Table 3-5 風洞の一様流条件

Mach number	M	0.85 (0.70-0.87)	
Reynolds number	Re (M=0.85)	2.27×10^6	1.52×10^6
Total pressure	p_0 [kPa]	120	80
Total temperature	T_0 [K]	323	323

3.1.4 計測および可視化手法

本試験では、模型に内装された天秤および圧力センサ [25]を用いて、6 分力計測と模型表面の定常の圧力計測を行った。また、主翼上面の流れ場の概要を把握するために、オイルフローによる可視化も行った [29]。

6 分力は模型に内装した天秤 (TB-M6-04)を使用して計測した。抵抗係数の精度を保つため、試験時には予備加熱を行った。天秤データおよび気流諸量に対しては、デジタルアナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) を使用して、支持干渉補正を除く一連の補正 [30 - 33] を施した。定量的な比較を行う空力係数については、代表的な VG なし形態と基本形態 (VGHV20HV08DV40HV) について、その標準偏差を数回の測定結果より求めた。その結果、抵抗係数 C_D については、剥離が始まらない迎角 3° 未満で約 0.0002 (2cts) であった。剥離が生じるそれよりも高い迎角では、抵抗係数の標準偏差は徐々に上昇し、VG なしの条件の迎角 6.3° で最大値をとり、0.0022 (22cts) となった。揚力係数 C_L は迎角によらず 0.01 未満、ピッチングモーメント係数 C_m は 0.005 未満であった。これらには、模型の取り付けにおけるばらつきの影響も含まれている。

模型表面圧力は、内径 0.8 mm のチューブに接続された模型前胴部に内蔵した圧力センサモジュール (ESP-64HD DTC) にて計測した。圧力孔は主翼両舷で計 325 点、スパン方向に 10 断面である。主に、機軸を原点とした無次元スパン長の $\eta = 0.131, 0.201, 0.283, 0.397, 0.502, 0.603, 0.727, 0.846, 0.950$ の 9 断面について調べた。圧力係数 C_p は、上記の気流諸量の補正後の値を使用して求めた。実験時には、いくつかの圧力孔が、微小な粉等により詰まり計測できないことがあった。試験前後で圧力孔の健全性は確認し、結果においては、これらの圧力孔はすべて除いた。

近年、主翼のたわみが、圧力係数や空力特性に影響を及ぼすことが明らかになり、風洞実験においても、標準的に主翼の変形量が計測されるようになった。しかしながら、本風洞実験を行った段階では、この変形計測系の整備が JJWT1 では途上であった。そのため、VG に関する風洞実験においては、いずれのケースも主翼の変形量は計測していない。結果的に、設計形状に基づく CFD 解析と変形を伴う風洞実験の形状は厳密には一致していない。3 章の風洞実験のデータと 4 章の CFD 解析の結果を考察する際には注意が必要である。

オイルフローによる可視化では、シリコンオイルに蛍光顔料を混ぜた液体を使用した。この液体を、スポンジにより主翼に塗布した。通風時に現れるオイルパターンに紫外光を照射し、蛍光発光させ撮影した。模型の圧力孔が上面にない右翼を対象とした。研究初期に実験した VG なしおよび基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v) を含む総圧が 120 kPa の実験では、大部分の写真を風洞停止後に静止画として撮影した。後半の総圧 80 kPa の実験では、オイルフロー用の撮影系 [29] を使用し、風洞試験中に動画として撮影した。動画観察の結果、主翼上面の $\eta = 0.4$ 付近の内舷において、風洞停止時にオイルパターンが変化した。風洞停止後に撮影された画像 (動画のキャプションがない画像) は、この領域が、やや変化していることに注意が必要である。内舷の様子が重要になる最内舷 VG の影響調査は、研究後半に撮影した動画を利用して行った。

3.2 結果

以下では、80% NASA CRM に対する試験結果のうち、設計指針の作成において重要視した結果を中心に報告する。まず、VG なし形態 (CLEAN) と VG の基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v) の比較により、VG の基本的な効果が計測量にどのように現れるかを示す。その後、VG の各パラメータの VG の効果に対する影響について示す。最後に、VG の負の側面である付加抵抗について、その推算値と実験値の比較も含めて示す。本文に含まれないデータについては、結果を比較できるようにグラフ化して Appendix にまとめている。必要に応じて参照されたい。

3.2.1 VG なし形態 (CLEAN) と VG の基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v) の比較

ここでは、VG なし形態 (CLEAN) と 2 章の設計指針に基づいて決定された VG ありの基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v) の結果を比較し、VG の効果がどのように現れるかを示す。風洞実験では、迎角 α を変化させて縦の特性を調べた。Fig. 3-7 に、縦 3 分力である揚力係数 C_L 、ピッチングモーメント係数 C_m 、抵抗係数 C_D の迎角 α および揚力係数 C_L に対する一通りのグラフを示す。一様流 Mach 数は 0.85 で、Reynolds 数は 2.27×10^6 である。

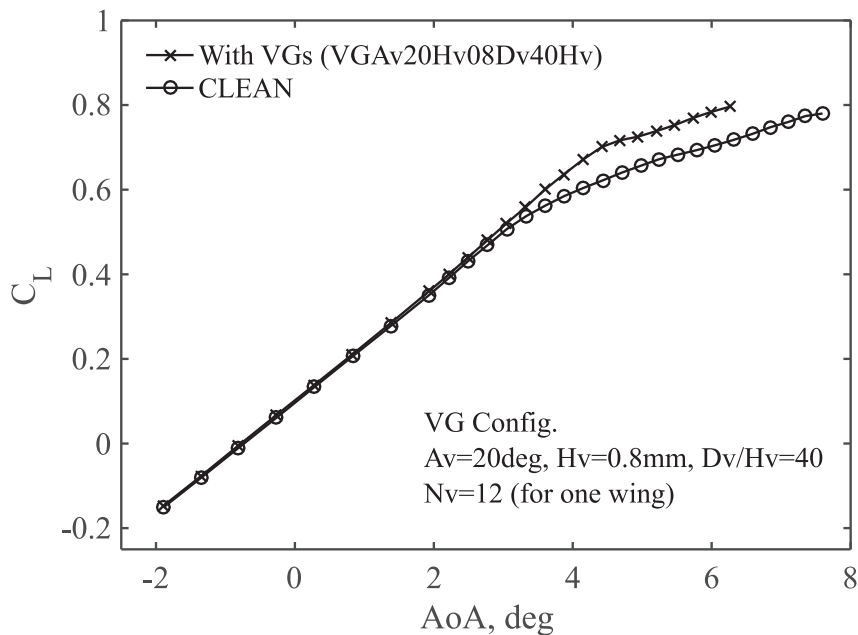
Fig. 3-7 (a) の迎角 α に対する揚力係数 C_L のグラフでは、VG なしの揚力曲線の傾斜は、迎角 3° 付近で低下する。主翼のスパン方向中央付近の後縁が剥離し始めたためである。このことは、後述のオイルフローや圧力分布より明らかになる。他方、VG ありの形態の揚力傾斜は、迎角 3° 付近では変化しない。VG ありの揚力係数は、 4.5° 付近まで直線的に延びる。VG が翼後縁の剥離を抑制するため、翼上面の負圧領域が維持されるためである。このように、設計指針に基づく VG の基本形態では、VG の効果は高迎角における揚力の増加として明瞭に現れる。

Fig. 3-7 (b) の迎角 α に対するピッチングモーメント係数 C_m のグラフでも、VG の有無による差は明瞭に現れる。揚力傾斜が変化した迎角 3° 付近において、VG なしのピッチングモーメント係数は下降から上昇に転じる。翼の後縁部が剥離したことにより、主翼の後縁付近の揚力が低下し、揚力を維持している前縁付近との力のバランスが変化するためである。迎角上昇に伴いピッチングモーメントが増加することは、機体の頭上げをさらに助長することになるため望ましくない。ピッチングモーメント係数は、できるだけ高い迎角まで下降し続ける方が望ましい。VG あり

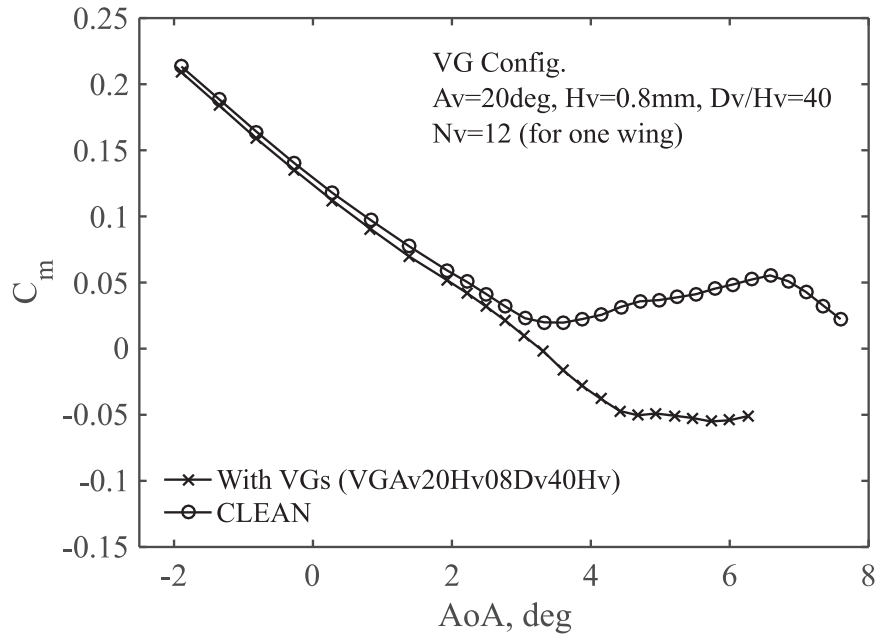
りの条件では、ピッチングモーメント係数の上昇は抑えられている。迎角 3° 付近から 4.5° 付近までは下降し続け、迎角 4.5° 付近以降も、ピッチングモーメント係数は横ばいにとどまる。後縁の剥離が抑えられ、前縁と後縁の揚力のバランスが維持されるためである。このように、VG の効果は高迎角におけるピッチングモーメント係数の下降曲線としても明瞭に現れる。

Fig. 3-7 (c) の迎角 α に対する抵抗係数 C_D のグラフでは、VG の有無の差は前述の 2 つのグラフに比べて分かりにくい。拡大すると明らかになることは、低迎角においては VG を付加したことにより抵抗が増加すること、高迎角においては VG が剥離を抑制したことにより抵抗が低下することである。抵抗については、このように全体図では分かりにくい。元々の VG の有無による差分も小さく、計測精度の点からも細かな議論は難しい。よって、これ以降の VG のパラメータの影響評価では、前述の揚力係数とピッチングモーメント係数に絞って示す。抵抗係数については、前述のように最後の項でまとめて示す。

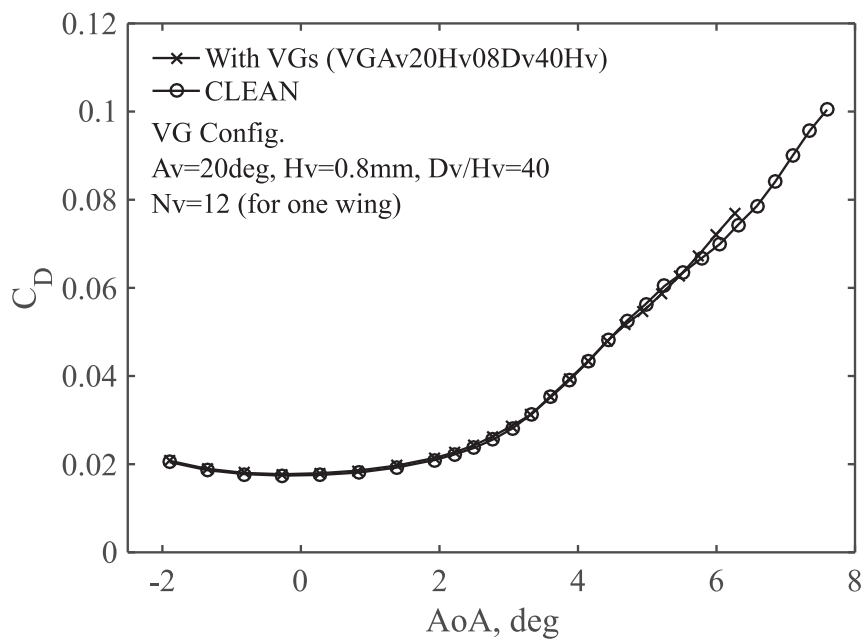
Fig. 3-7 (d) と Fig. 3-7 (e) の揚力係数 C_L に対する抵抗係数 C_D とピッチングモーメント係数 C_m のグラフでも、前述の内容を確かめられる。本来の航空機の性能評価では、Fig. 3-7 (d) と Fig. 3-7 (e) のように揚力係数 C_L について評価すべきであるが、翼上面の剥離や圧力分布との対応を見やすいことから、本報告書のこれ以降では、迎角 α に対する揚力係数 C_L とピッチングモーメント係数 C_m を中心に VG のパラメータの影響を示す。



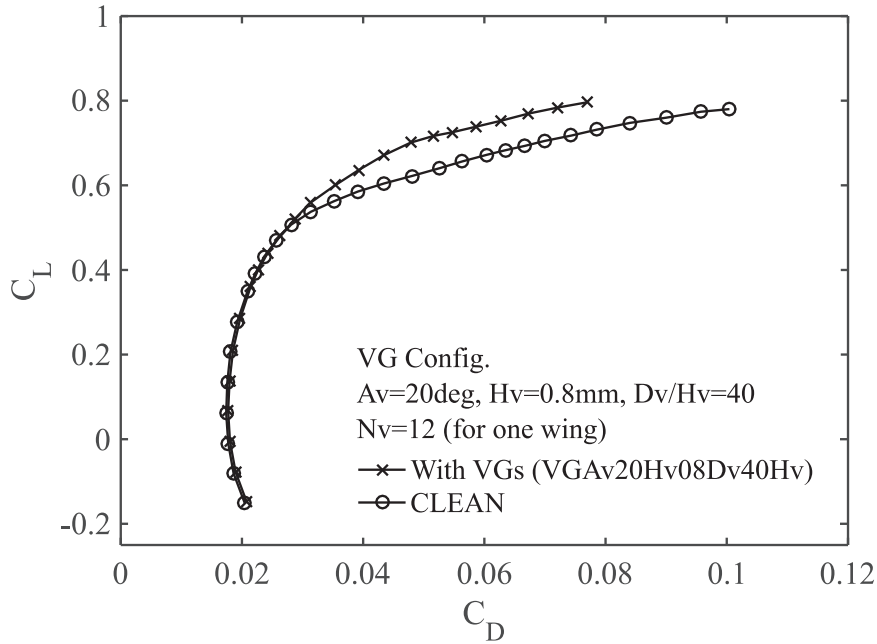
(a) 迎角-揚力係数



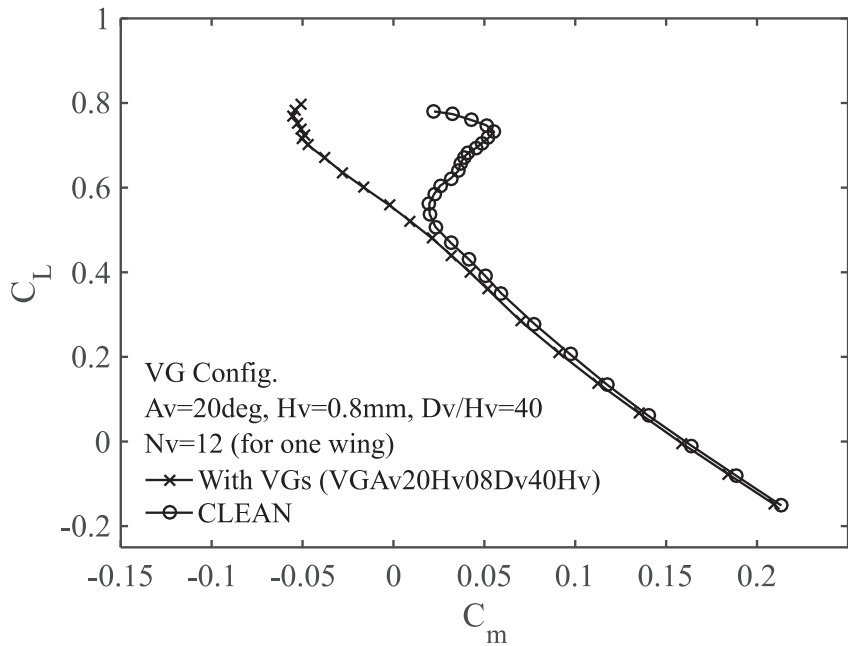
(b) 迎角-ピッチングモーメント係数



(c) 迎角-抵抗係数



(d) 揚力係数-抵抗係数



(e) 揚力係数-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-7 VGなし条件 (CLEAN ○印) とVGありの基本形態 (VGAv20Hv08Dv40Hv ×印) の空力係数の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 片翼 12 枚の VG を設置.)

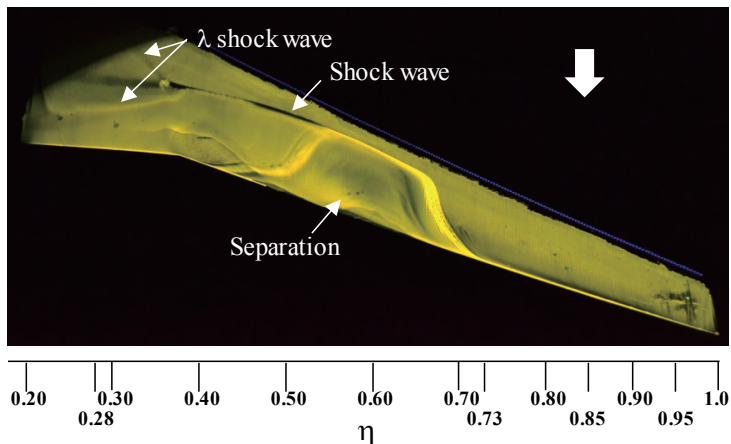
Fig. 3-8 と Fig. 3-9 に、主翼上面のオイルフローの写真とスパン方向断面位置での圧力係数分布を示す。いずれの結果も、Fig. 3-7 で VG なしと VG ありの空力係数の差が明瞭に現れた迎角 (4.16° と 4.15° 。補正後の値のため差がある) の結果である。

Fig. 3-8 (a) からは、VG なしの翼上面のオイルパターンとして、翼内舷側の λ 衝撃波、それよりも外舷側の衝撃波、スパン方向中央付近の剥離領域を観察できる。他方、Fig. 3-8 (b) からは、VG ありのパターンとして、VG の作る縦渦の軌跡、その縦渦と衝撃波が干渉したことによる波上の衝撃波、縦渦により分割された衝撃波下流のわずかな剥離領域を観察できる。両者の比較から、設計指針通りに、VG の設置位置が VG なしの条件における剥離領域の上流に適切に位置していることが分かる。VG の作る縦渦が大きな剥離領域を分割して、大きな剥離を抑制していることも分かる。

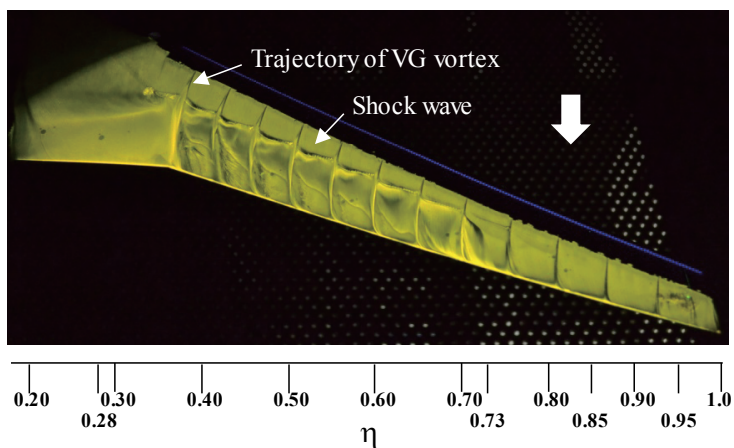
Fig. 3-8 (b) の VG ありの条件では、剥離領域が小さくなることに対応して、剥離領域の上流の衝撃波位置も下流に移動している。翼上面の衝撃波が下流に位置するほど、絶対値の大きい負圧領域は広がるため揚力は増す。また、空力中心よりも下流側の揚力が増すことにより、ピッチングモーメントは低下する。このように、Fig. 3-8 のオイルフローのパターンは、Fig. 3-7 の空力係数の VG の有無による差異の理由を明瞭に示す。

圧力分布の定量的な情報は、Fig. 3-9 の圧力孔列の計測結果から明瞭に判る。Fig. 3-9 の VG なしの $\eta (=y/(b/2))=0.5$ と $\eta=0.6$ は、オイルフローによると後縁が剥離しているスパン位置である。VG なしの条件におけるこれらのスパン位置では、翼の後縁の圧力係数は下がり、グラフ上のプロットは上側にシフトしている。スパン方向に圧力係数分布を切り出した $x/c = 0.95$ や $x/c = 1$ のグラフからもこの様子を確認できる。

他方、Fig. 3-9 の VG を設置した条件では、このようなプロットの上側へのシフトはなく、剥離が抑えられていることが分かる。また、 $\eta=0.5$ と $\eta=0.6$ の圧力係数分布からは、衝撃波位置も変化していることが分かる。VG を設置することにより、明らかに衝撃波位置は下流に移動している。 $\eta=0.6$ よりも外舷側では VG なしにおいても、後縁の圧力係数の低下はなく剥離していない。しかしながら、これらのスパン位置においても、VG を設置することにより衝撃波位置は下流に移動している。局所的な剥離状態の変化が外翼のスパン方向の広い領域の衝撃波位置に影響を与えている。Fig. 3-9 の迎角の圧力係数分布では、最内舷の $\eta = 0.13$ やその隣の $\eta = 0.20$ では VG の有無による差はほぼない。

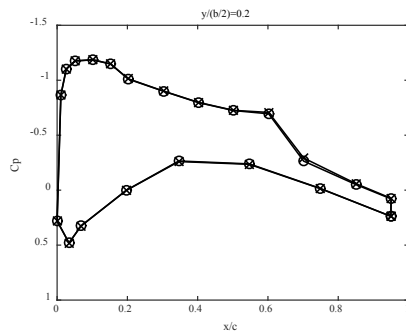
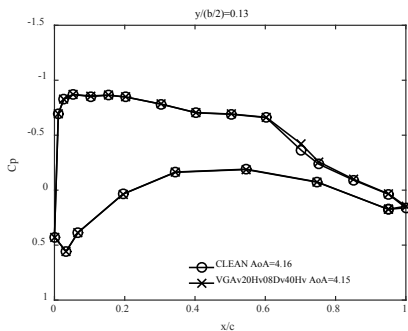


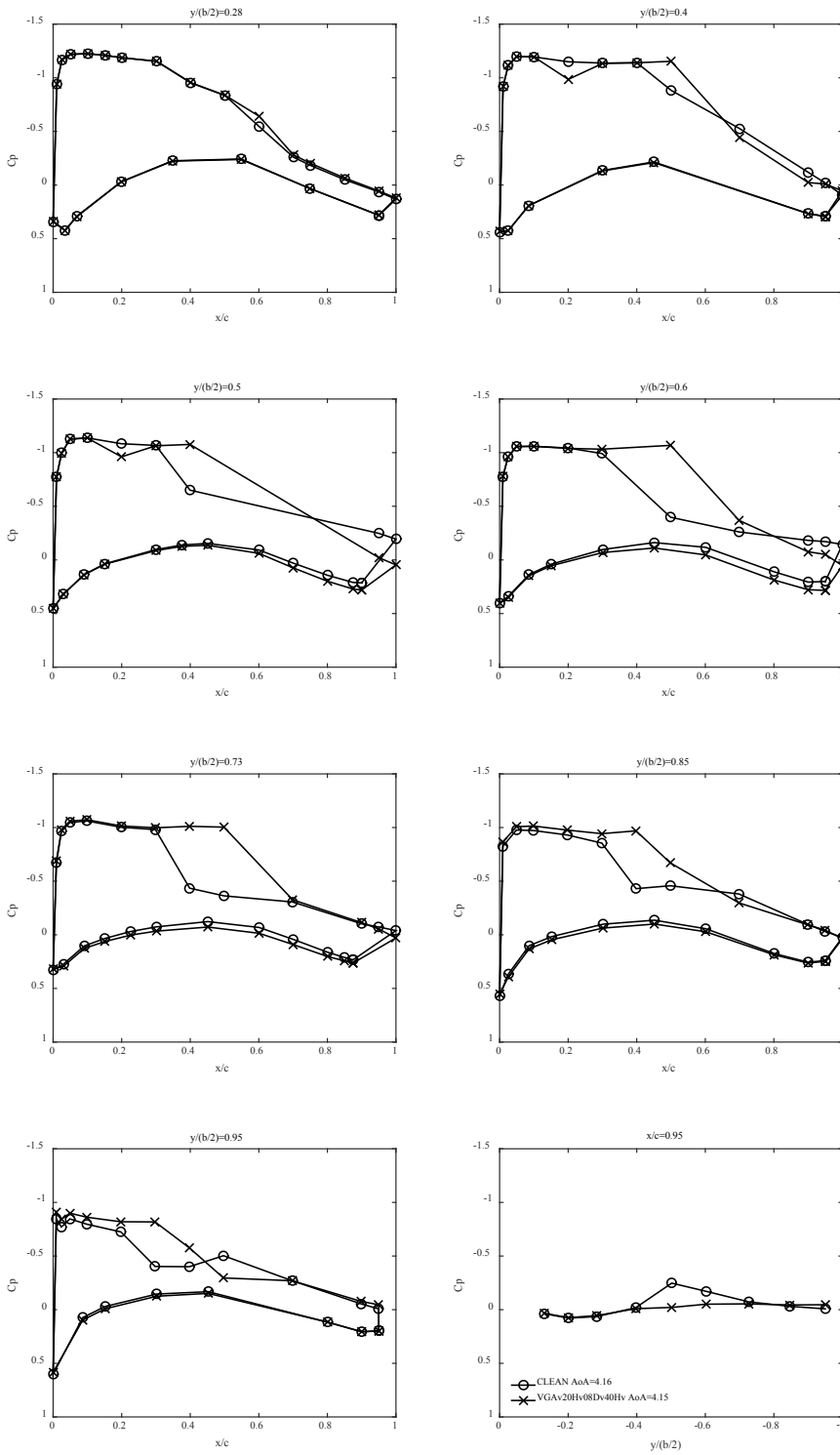
(a) VG なし条件 (4.16deg)



(b) VG ありの基本形態 (4.15deg)

Fig. 3-8 VG なし条件 (CLEAN) と VG ありの基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v)のオイルフローによる翼面上の流れの可視化 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 片翼 12 枚の VG を設置. 写真は風洞停止後に撮影したもの)





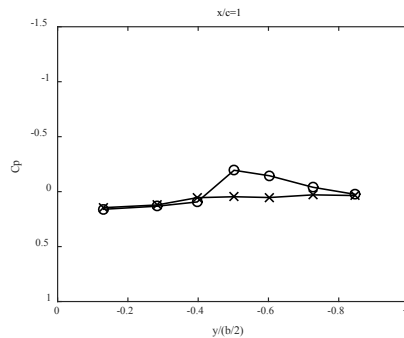


Fig. 3-9 VGなし条件 (CLEAN ○印) とVGありの基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v ×印) の主翼面上の圧力係数分布 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 片翼 12 枚の VG を設置. 主要 9 列と後縁近傍スパン方向 2 行を示す.)

ここまでは, Mach 数が 0.85 における迎角に対するグラフを使用して, VG の効果を述べた. 以下では, Mach 数に対する揚力係数 C_L と抵抗係数 C_D の変化における VG の効果を示す.

Fig. 3-10 は, 迎角固定条件における Mach 数に対する揚力係数 C_L のグラフである. 実験においては, 総圧を 120 kPa に固定して Mach 数を変化させた. VG なしの条件では, 迎角 3°では Mach 数 0.85 から, それよりも高い迎角では Mach 数 0.83 から揚力係数は低下している. 他方, VG ありの条件では, 迎角 3°では Mach 数に対して揚力が低下することはない, 迎角 4°では Mach 数 0.87 から低下している. 迎角 4.8°では, 揚力係数が低下する Mach 数は VG 有無での差はないが, いずれの条件においても VG ありの条件の揚力係数は VG なしの条件よりも高い値となっており, VG が Mach 数に対する揚力係数の改善にも寄与していることが分かる.

Fig. 3-11 は, 揚力係数を固定にした条件における Mach 数に対する抵抗の変化であり, 抵抗発散 Mach 数 (M_{dd}) を確認するためのグラフである. 本模型の M_{dd} は, $C_L = 0.5$ における抵抗係数が Mach 数 0.7 の条件における値よりも 20 カウント (20×10^4) 以上になった Mach 数と定義されている [26]. Fig. 3-11 では, Mach 数方向の計測点数が少ないこともあり, VG の有無での M_{dd} の差はほぼない. 他の揚力係数を見ても, VG の差により, 抵抗係数の増加し始める Mach 数は大きく変化していない. 他方, Mach 数に対する抵抗係数の増加量は, VG の有無で明らかに異なる. VG を設置した条件においては, VG がいない条件に比べて Mach 数の増加に対する抵抗の増加量が小さい. VG が剥離を抑制することにより, 剥離に起因した抵抗を抑制しているためであると考えられる.

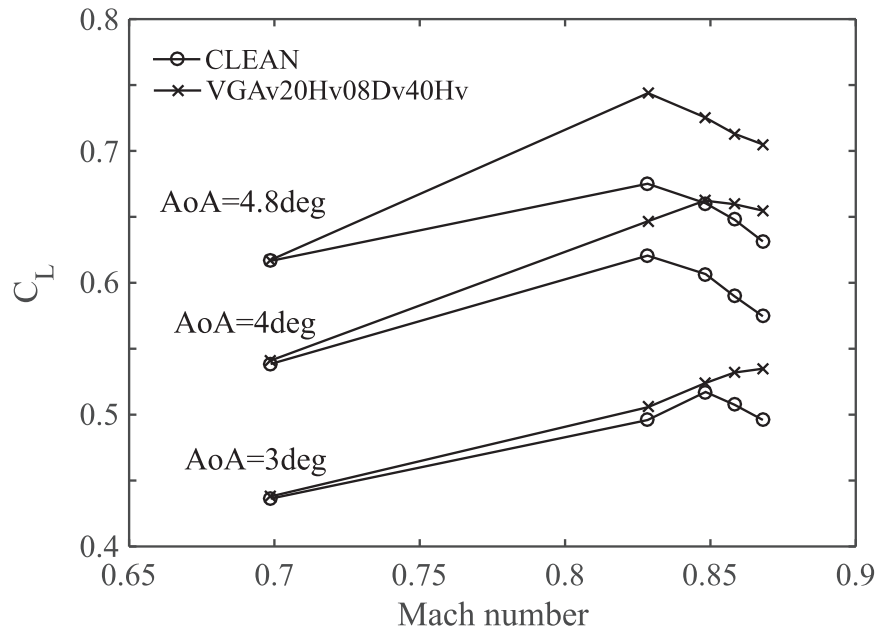


Fig. 3-10 Mach 数に対する揚力係数の変化 (迎角を固定, 総圧: 120 kPa, VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 片翼 12 枚の VG を設置.)

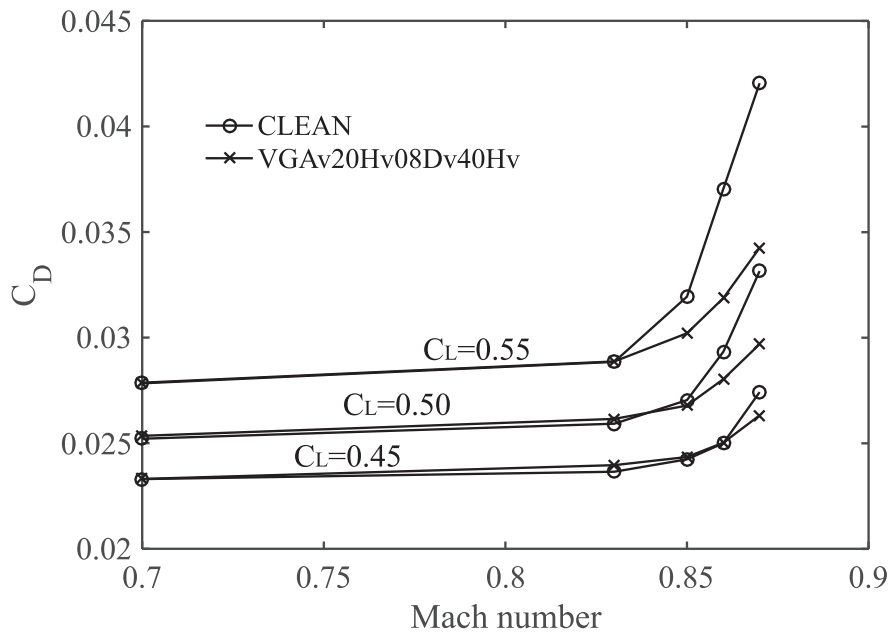


Fig. 3-11 Mach 数に対する抵抗係数の変化 (迎角を固定, 総圧: 120 kPa, VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 片翼 12 枚の VG を設置.)

3.2.2 間隔の影響

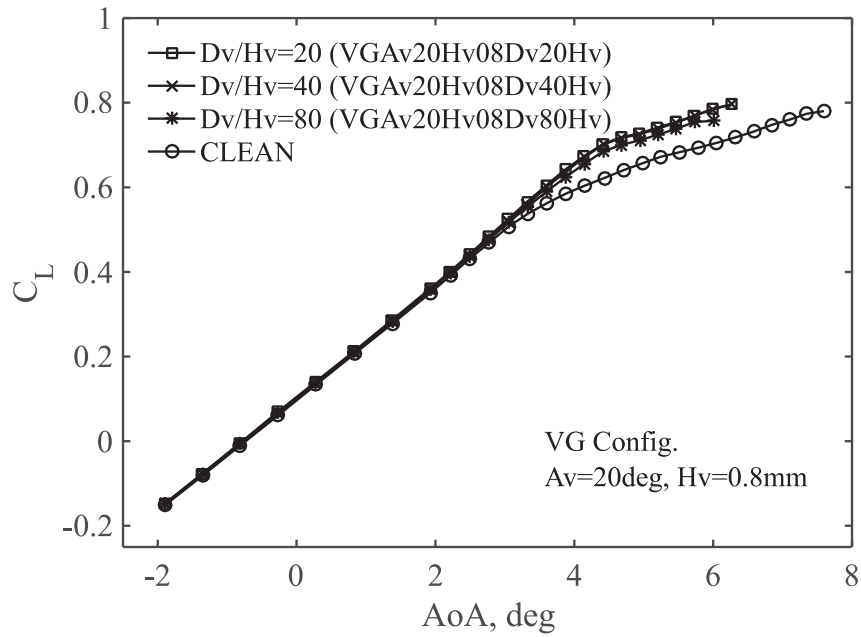
以下では、VGのパラメータのVGの効果に対する影響について示す。2.1.8でも示したように、VGのパラメータのうち、VGの間隔 D_v については、主翼の横流れの状態、すなわち主翼の後退角によって適切な間隔が大きく異なる。このことを明らかにするために、ここでは、まず、80% NASA CRMの結果を示す。そして、次の3.2.3で、後退角のない2次元翼の場合との比較を示す。

Fig. 3-12は、VGなし (CLEAN) とVG間隔をVG高さの40倍としたVG基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v) とVGの間隔のみ異なる2つの条件 (VG高さの20倍としたVGA_v20H_v08D_v20H_v, 80倍としたVGA_v20H_v08D_v80H_v)の結果を示している。一様流のMach数は0.85, Reynolds数は 2.27×10^6 である。VGの取り付け角は 20° , VGの高さは境界層の1.5倍の0.8 mmである。Fig. 3-12 (a)の揚力係数においても、Fig. 3-12 (b)のピッチングモーメント係数においても、VGを設置した条件では、VGなしの条件よりも数値が改善している。VG高さに対するVGの間隔の比 $D_v/H_v = 20$ と $D_v/H_v = 40$ の結果はほぼ等しく、 $D_v/H_v = 80$ ではVGの効果は多少低下しているものの、この条件においてもVGは空力係数を改善している。これは、後退角のない2次元翼でVGの効果が明瞭に現れた $D_v/H_v = 10$ [1]よりも明らかに広い。

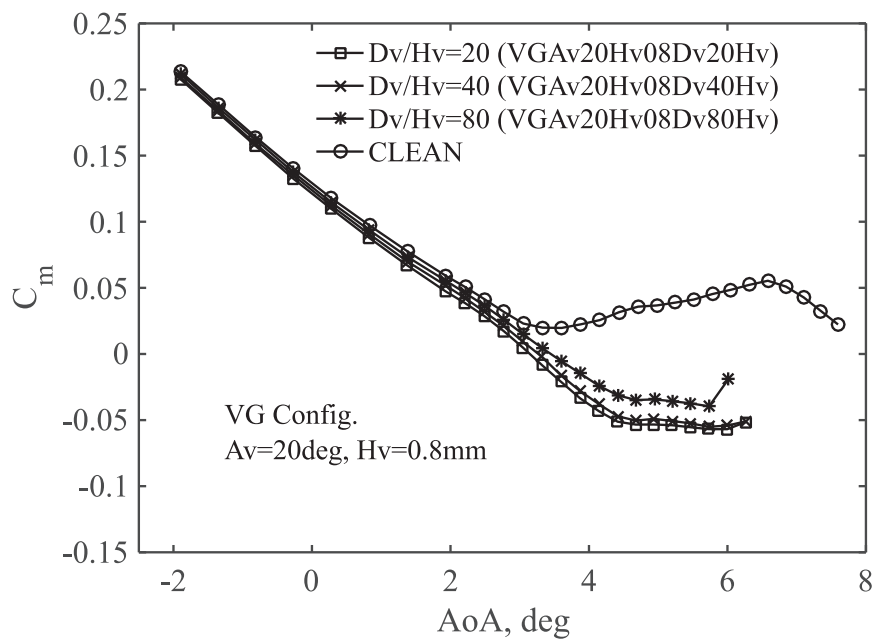
VGの作る縦渦と衝撃波や剥離との関係を見るために、Fig. 3-13にオイルフローによる可視化結果を、Fig. 3-14に圧力係数分布を示す。圧力係数分布は、VGの有無による差異が明瞭に現れたグラフに限定している。迎角はいずれのグラフもVGの有無で空力係数に差が表れる約 4° である。

Fig. 3-13に示すように、VGを設置した全ての条件において、Fig. 3-8 (a)のVGなしの条件で見られる大きな剥離がVGにより抑制されている。VGの作る縦渦により、剥離領域が分断されていることも分かる。Fig. 3-13だけでは幾分分かりにくいですが、Fig. 3-14の圧力分布からは、衝撃波位置もVGなしの条件に比べて下流に移動していることが分かる。Fig. 3-14からは、VGの間隔が狭いほど、衝撃波による圧力上昇の位置が下流に移動すること、翼上面の後縁 ($x/c = 1$) 近傍で、剥離に起因する圧力低下 (図ではプロットが上方方向に移動する) が抑えられることも分かる。

後退角のない2次元翼の場合では、Fig. 3-13 (a), またはそれよりも密に、主翼上面を縦渦が埋め尽くすような場合においてのみVGの効果が現れた [1]。これに対して、Fig. 3-13 (b)や (c)は、衝撃波の一部は、縦渦から直接の影響を受けておらず、直線的なオイル溜まりとなっている。後退角のない2次元翼の場合では、このような条件の場合、VGの効果はほとんどなかった。それにもかかわらず、80% NASA CRMでは、 $D_v/H_v = 80$ でさえも、明らかにVGは主翼上面の剥離を抑えて、空力係数を改善している。このように、後退角のない2次元翼と後退角のある3次元翼では適切なVGの間隔が大きく異なり、後退角がある方が、VGの間隔を広げられる。



(a) 迎角-揚力係数



(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-12 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG ありの間隔の異なる 3 形態の空力係数の比較
(Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔:
VG 高さの 20 倍 (□印), 40 倍 (×印), 80 倍 (*印))

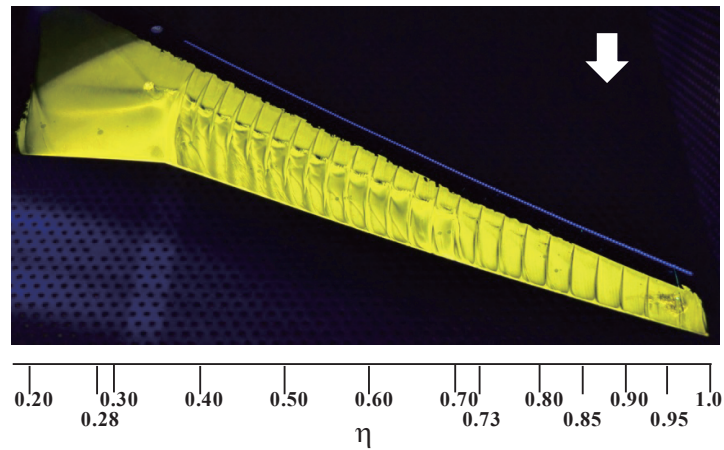
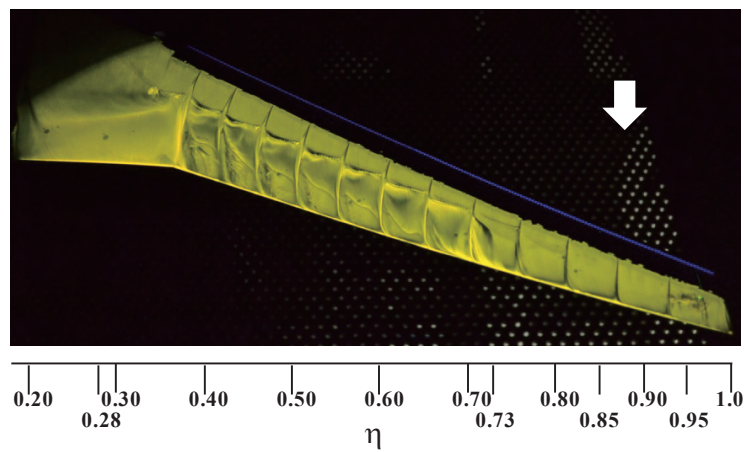
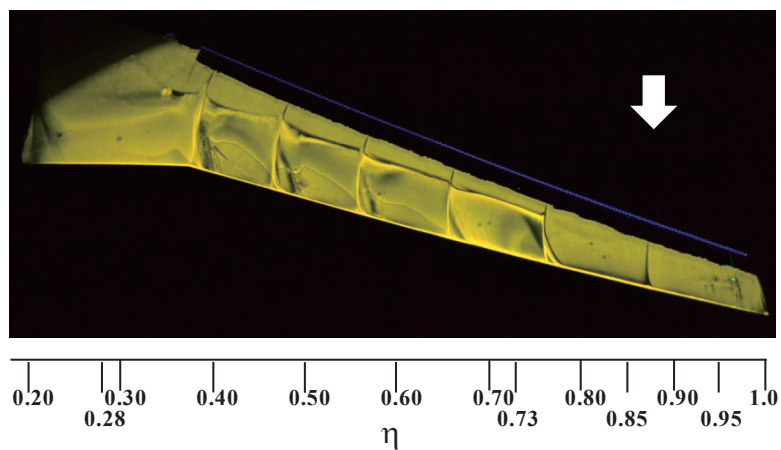
(a) $D_v/H_v = 20$ (VGA_v20H_v08D_v20H_v) (4.14deg)(b) $D_v/H_v = 40$ (VGA_v20H_v08D_v40H_v) (4.15deg)(c) $D_v/H_v = 80$ (VGA_v20H_v08D_v80H_v) (4.15deg)

Fig. 3-13 VGなし条件 (CLEAN ○印) とVGありの間隔の異なる3形態のオイルフローによる翼面上の流れの可視化 (Mach数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re数: 2.27×10^6 , VG取り付け角: 20°, VG高さ: 0.8 mm, VG間隔: VG高さの20倍 (上段), 40倍 (中断), 80倍 (下段))

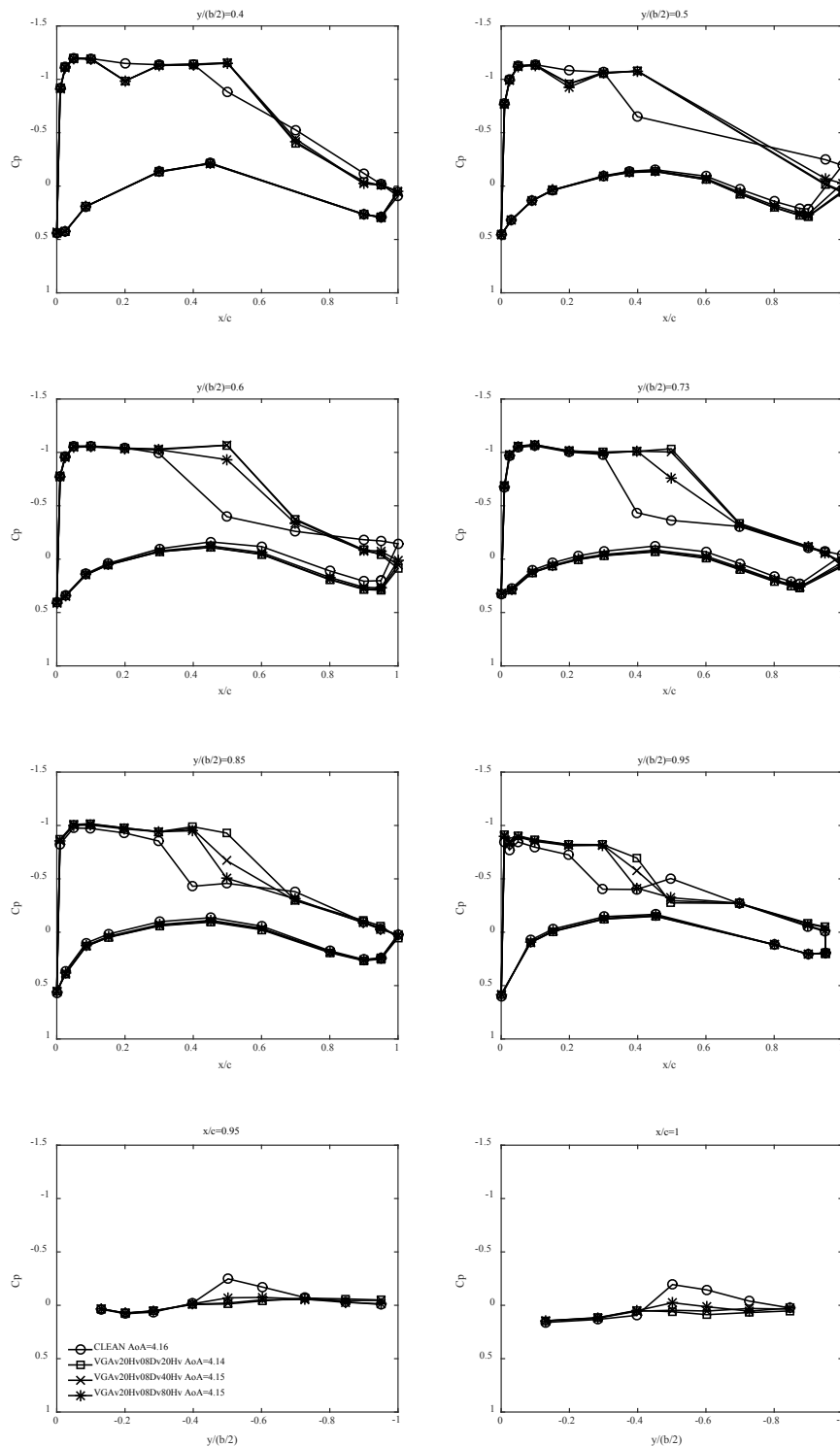


Fig. 3-14 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG ありの間隔の異なる 3 形態の主翼面上の圧力係数分布 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 20 倍 (□印), 40 倍 (×印), 80 倍 (*印))

3.2.3 全機模型と後退角なしの2次元翼の間隔感度の差異

後退角のない2次元翼 (2D-CRM) [1]と、後退角を持つ 80% NASA CRM の結果を定量的に比較するために、Fig. 3-15 から Fig. 3-17 に、VG なしの揚力係数を基準とした VG の設置による揚力係数の増加率を示す。Fig. 3-15 と Fig. 3-16 は、迎角に対する VG 間隔ごとの揚力係数の増加率である。Fig. 3-17 は、VG 間隔に対する揚力係数の増加率であり、後退角のない2次元翼の結果と、80% NASA CRM の結果を比較している。

2D-CRM は NASA CRM の主翼の剥離が生じ始める $\eta = 0.6$ の形状に基づき設計されており、ここで比較する両者の翼型形状はほぼ同一と見なせる。VG の取り付け角 A_v や境界層高さに対する VG 高さの比 H_v/δ はそれぞれ 20° と 1.5 倍と等しく、コード方向の設置位置 X_v/c も約 0.2 と同一である。Mach 数については、後退角の効果を考慮して後退角のない 2D-CRM では 0.74 としている。80% NASA CRM はこれに対応する 0.85 のデータをここでの比較では使用した。Reynolds 数については、風洞の制約から 2D-CRM は 5×10^6 であり、80% NASA CRM は 2.27×10^6 と 2 倍程度異なる。ただし、Reynolds 数を変化させた両試験の試験結果を見る限り、この範囲での Reynolds 数の VG の効果に対する感度は小さく、ここでの比較ではその影響を無視できる。

Fig. 3-15 から分かるように、後退角のない2次元翼 (2D-CRM) では、VG の間隔が VG 高さの 10 倍では VG の効果は明瞭であるが、20 倍では VG の効果は明らかに低下する。40 倍では、VG の効果はほとんどない。これに対して、80% NASA CRM では、Fig. 3-16 に示すように、VG の間隔が VG 高さの 80 倍まで VG の効果は明瞭に現れる。

VG 高さに対する VG 間隔 D_v/H_v を横軸にとる Fig. 3-17 では、この揚力増加率の差異はより明らかである。VG の無次元間隔 D_v/H_v の増加に対して、2D-CRM の揚力増加率は急低下するのに対して、80% NASA CRM の揚力増加率はほとんど変化しない。Fig. 3-17 では、無限に VG の間隔が広がる場合は、揚力増加率は 0 に漸近するであろうから縦軸を対数表示として指数関数で近似した。この曲線からも両者の違いは明らかである。

Fig. 3-18 は、2D-CRM と 80% NASA CRM のオイルフローの衝撃波近傍位置のパターンを拡大し、両者の VG の間隔が、画面上でほぼ等しくなるように調整した図である。図中の破線は、衝撃波に由来したオイル溜りに沿って描き加えた。この破線は、概ね前肢衝撃波の波面形状を捉えていると考えられる。Fig. 3-18 の下段の図は、VG により導入した縦渦の回転方向と境界層内の横流れの向きとの関係性を示している。図に示すように Toe-Out VGs である 80% NASA CRM の試験条件では、横流れの向きと縦渦がその鏡像渦より誘起される横方向速度の向きは逆向きである。

Fig. 3-18 の衝撃波に由来するオイル溜まりの破線のスケッチから分かるように、80% NASA CRM の衝撃波の波面は、2D-CRM の衝撃波の波面に比べて、スパン方向に広く緩やかに湾曲している。2D-CRM では、縦渦の通過していると考えられる位置のみが局所的に鋭く曲げられている。少なくとも縦渦の衝撃波位置でのスパン方向の影響領域は、80% NASA CRM の方が、2D-CRM に比べて広い。

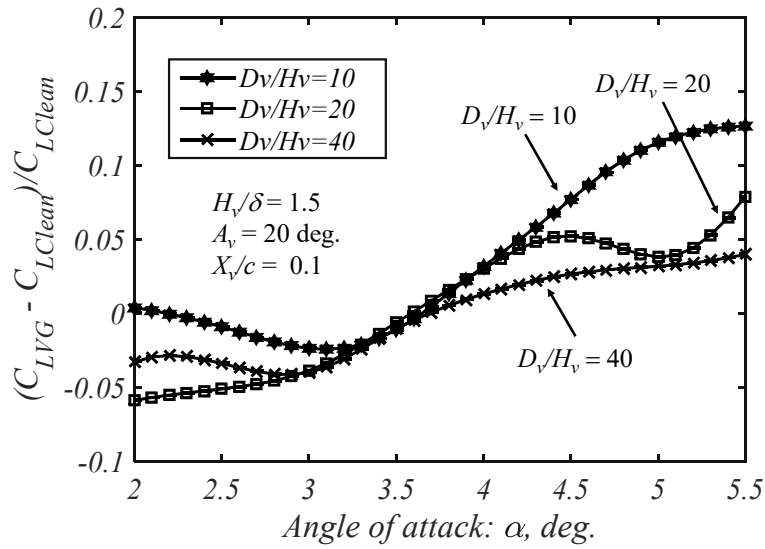


Fig. 3-15 2D-CRM に対する VG 設置時の揚力係数の増加率 (Mach 数: 0.74, Re 数: 5.0×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 1.2 mm (境界層厚さの 1.5 倍), VG 間隔: VG 高さの 10 倍 (六角星印)20 倍 (□印), 40 倍 (×印)) (文献 [1]の結果より作成)

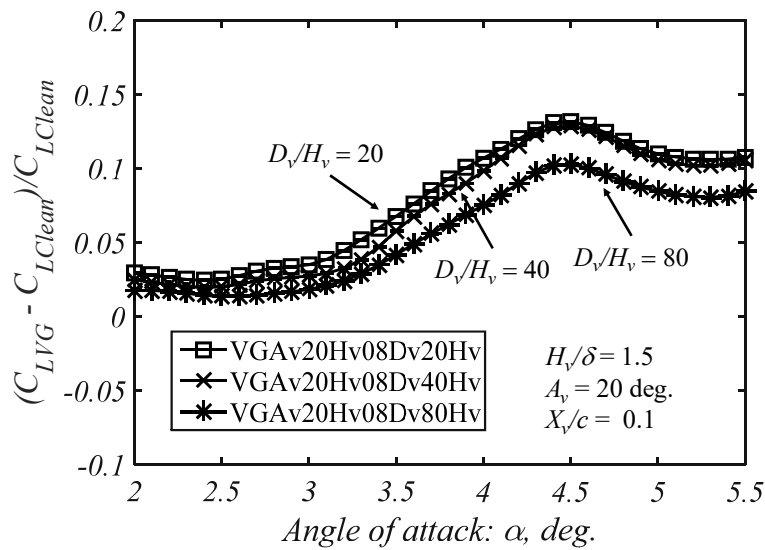


Fig. 3-16 80% NASA CRM に対する VG 設置時の揚力係数の増加率 (Mach 数: 0.85, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm (境界層厚さの 1.5 倍), VG 間隔: VG 高さの 20 倍 (□印), 40 倍 (×印), 80 倍 (*印))

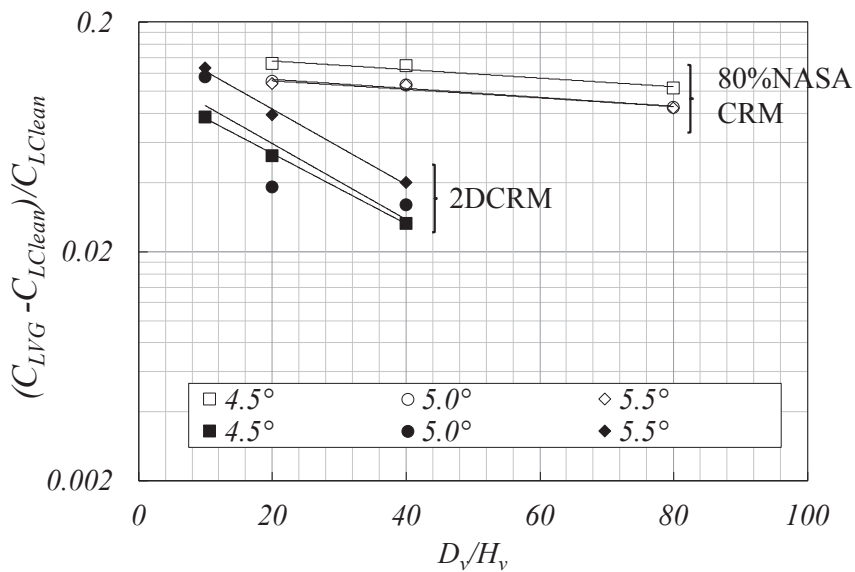


Fig. 3-17 2D-CRM と 80% NASA CRM に対する VG 設置時の VG 間隔 D_v に対する揚力係数の増加率の比較.

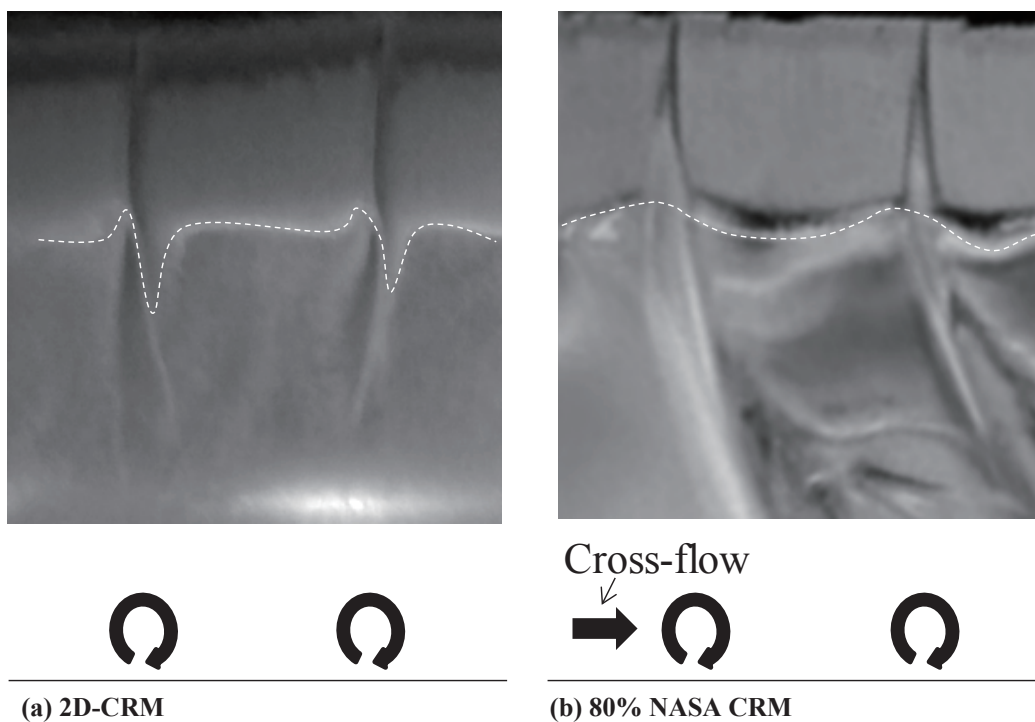


Fig. 3-18 2D-CRM と 80% NASA CRM の衝撃波位置におけるオイルフローの拡大図と渦の回転方向と横流れ (Cross-flow) との関係図.

3.2.4 後退角と縦渦の向きの効果 Toe-In VGs と Toe-Out VGs の比較

3.2.3 までに見られたように、後退角のある 80% NASA CRM の主翼では、後退角のない 2 次元翼 (2D-CRM) よりも VG の間隔を広く取っても VG の効果は明瞭に現れる。このような効果が現れる理由としては、大別すると、①後退角による横流れにより VG の影響を受けた境界層の流れが単純にスパン方向に引き延ばされる効果、②後退角やそれに伴う横流れと縦渦の向きの関係性が (詳細なメカニズムには諸説あっても) 剥離の抑制に有利に働く効果の 2 つの可能性が考えられた。

そこで、①と②のどちらの影響が重要であるのかを調べるために、4 章で示すように、縦渦の向きを Toe-Out から Toe-In に変化させる CFD 解析を行った。その結果、Toe-In VGs の効果は全く現れず、①の効果は否定された。そこで、風洞実験においてこの結果を検証するために、VG の向きだけを変化させた条件で VG の効果を比較した。

Fig. 3-19 に、VG なし条件 (CLEAN) と Toe-In VGs と Toe-Out VGs の揚力係数とピッチングモーメント係数の比較を示す。試験条件は、Table 3-3 に示すとおりであるが、Toe-In VGs と Toe-Out VGs の差異は、VG の向きのみであり、それ以外の条件はすべてそろえている。なお、風洞設備の制約から、総圧はこれまでの試験条件とは異なり 80 kPa、Reynolds 数は 1.52×10^6 と低いが、これらの影響は CFD 解析の 4.2.4 節でも示すように VG の効果に対しては無視しうるものである。

Fig. 3-19 に示すように、VG の向きの効果は明瞭に現れる。Toe-Out VGs が揚力係数やピッチングモーメント係数を改善しているのに対して、Toe-In VGs は全く効果がない。Toe-In VGs の揚力係数やピッチングモーメント係数の曲線はほぼ VG なし条件の曲線と重なっている。

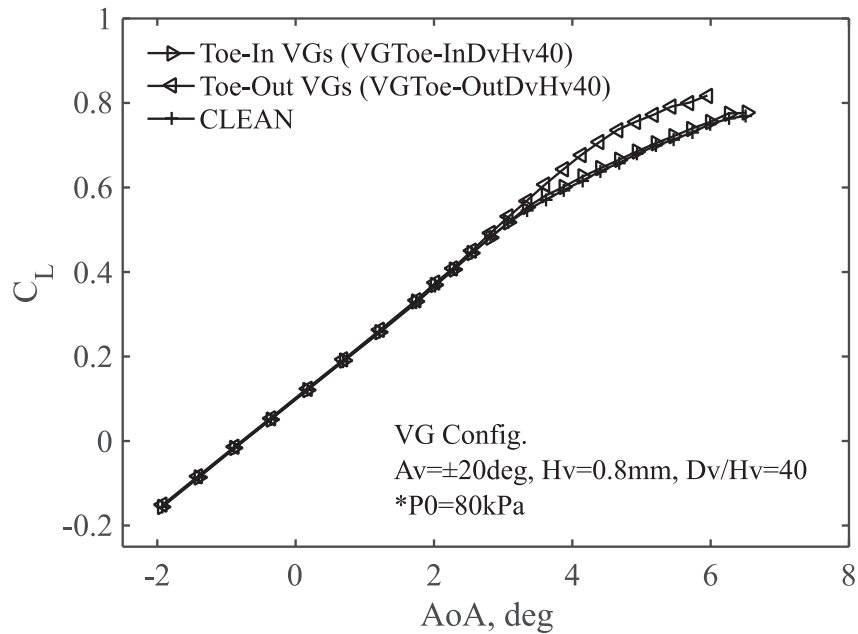
Toe-In VGs の効果が全く現れないことは、Fig. 3-20 のオイルフローからも明らかである。Fig. 3-20 は、各条件で差が表れる迎角 5.5° 付近のものである。Toe-In VGs の剥離パターンは、VG なしの剥離パターンとほとんど一緒である。VG の作る縦渦が全く剥離を抑制していない。Toe-Out VGs では、これまでの結果同様に、VG の作る縦渦は、剥離領域を分断して、剥離を抑制し、衝撃波位置を下流に移動させている。Fig. 3-22 の圧力係数分布からも、Toe-In VGs と Toe-Out VGs の衝撃波や剥離に及ぼす影響の差は確認できる。Toe-In VGs の圧力分布は、VG なしの条件とほぼ同じである。

VG の取り付け角度は、Toe-Out VGs も Toe-In VGs も CFD による局所流線の角度に基づいて決定した。そのため、あまりにも効果のない Toe-In VGs では、縦渦ができていない可能性も考えられた。そのようなことがないことを確認するために、剥離が起こる直前の迎角を選択して、オイルフローを撮影し縦渦の向きを確認した。この結果を Fig. 3-21 に示す。Fig. 3-21 (a) が Toe-In VGs の結果であり、Fig. 3-21 (b) が Toe-Out VGs の結果である。図中の矢印は一樣流の向きを表し、気流方向に走る破線は CFD により求められた VG 設置位置における局所流線の向きである。縦渦の軌跡はオイルフローでは、上下流にのびるオイル溜まりとオイルの吹き飛びとして確認できる。矢印の付いた直線はこの縦渦の軌跡をトレースしたものである。

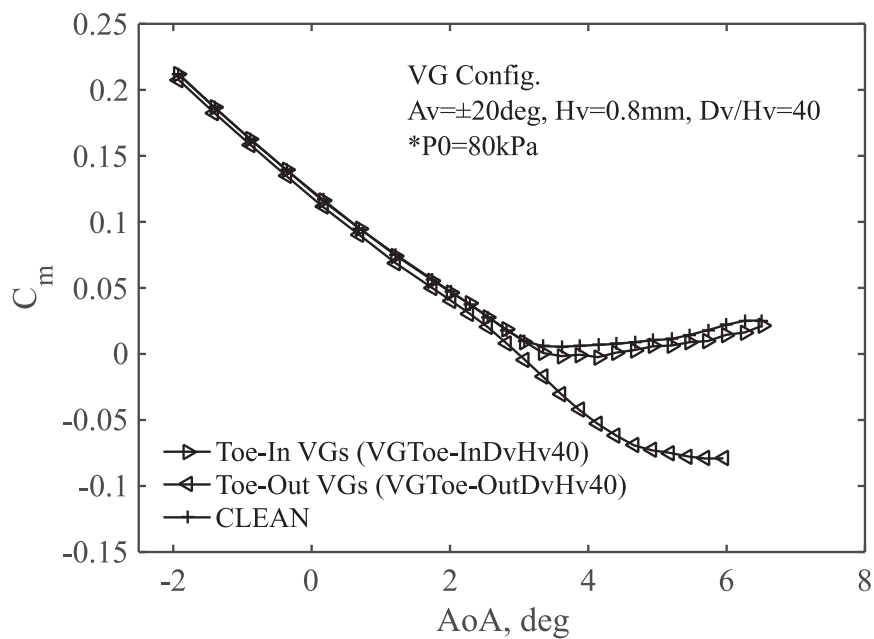
まず、Fig. 3-21 (a) から明らかなように、Toe-In VGs においても縦渦は形成されており、その軌跡がオイルフロー上に明瞭に現れている。よって、縦渦が形成できなかったために、Toe-In VGs

の条件で効果が現れなかった訳ではない。縦渦の回転方向は、衝撃波波面の湾曲する向きから確認できる。縦渦の上昇流側では境界層は厚くなり、下降流側では境界層が薄くなることから、縦渦の上昇流側では衝撃波の波面は上流側に、縦渦の下降流側では衝撃波の波面は下流側に曲げられる。Fig. 3-21 (a) のスパン方向にのびる破線の曲線は、この衝撃波の波面をトレースしたものである。この曲線では、内舷側の衝撃波面が下流に曲げられ、外舷側の衝撃波面が上流に曲げられている。つまり、内舷側が下降流、外舷側が上昇流となる縦渦が作られたことになる。これは、意図した通りの Toe-In VGs の向きの縦渦が形成できていることを示している。さらに縦渦の軌跡 (矢印の直線) と VG 設置位置の局所流れの向き (上下流に延びる破線) を比較すると縦渦は局所流れの向きに対して外舷側に向かう。これも Toe-In VGs の作る縦渦とその鏡像渦の誘起速度の方向と一致しており、縦渦の向きが意図した通りであったことを示している。Fig. 3-21 (b) は、Toe-Out VGs の結果である。Fig. 3-21 (a) の Toe-In VGs の結果とちょうど反対の向きに衝撃波面が曲げられ、縦渦が内舷側に向かう様子を観察できる。

この風洞実験では、縦渦の速度分布の実測をしているわけではないため、VG の効果の差が、縦渦の強さの差異によるものとの可能性も残る。しかしながら、次の 3.2.5 に示すように、VG の取り付け角度の影響は非常に小さくわずかな角度の差が縦渦の強さを大きく変え、Toe-In VGs の効果を抑制することはない。よって、Toe-In VGs の効果が現れなかったことは、縦渦と後退角の向きとの関係によるものであり、①後退角による横流れにより VG の影響を受けた境界層の流れが単純にスパン方向に引き延ばされる効果は否定され、②後退角やそれに伴う横流れと縦渦の向きの関係性が剥離の抑制に有利に働く効果があることを確認できた。

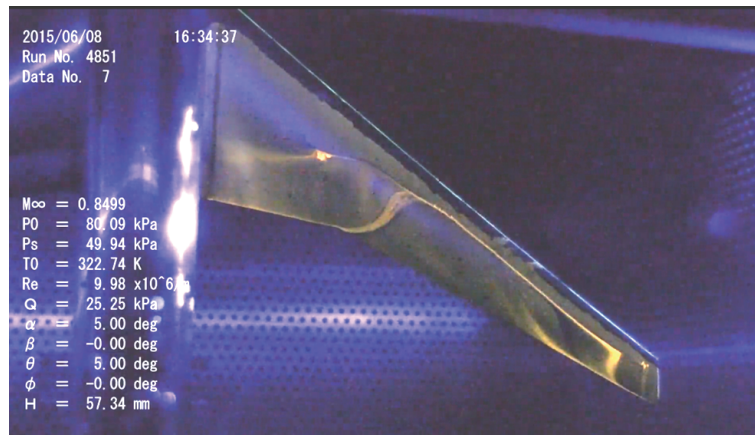


(a) 迎角-揚力係数



(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

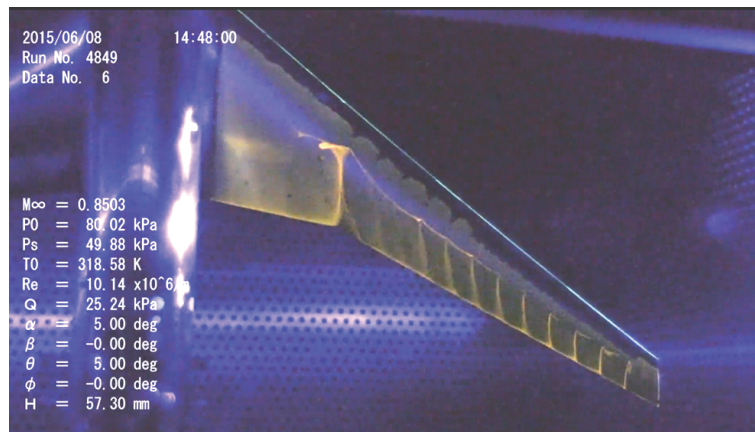
Fig. 3-19 VG なし条件 (CLEAN +印) と VG の向き異なる条件 (Toe-In VGs ▷印と Toe-Out VGs ◁印)の空力係数の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍)



(a) VG なし条件 (5.47deg)

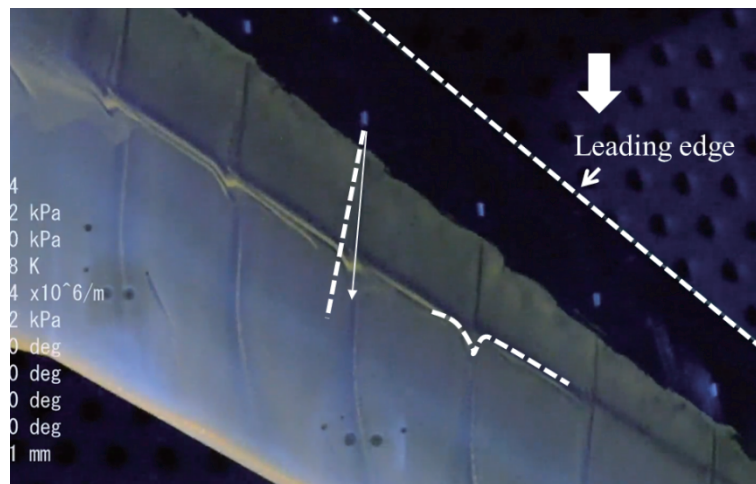


(b) Toe-In VGs (5.44deg)

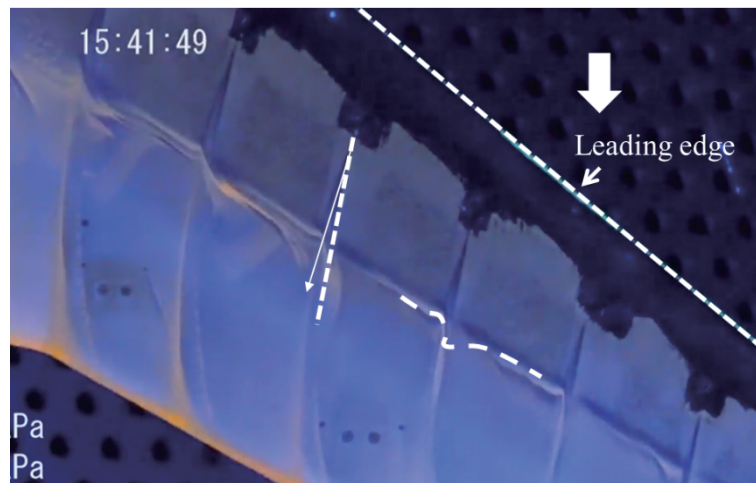


(c) Toe-Out VGs (5.44deg)

Fig. 3-20 VG なし条件 (CLEAN) と VG の向き異なる条件 (Toe-In VGs と Toe-Out VGs) のオイルフローによる翼面上の流れの可視化 (Mach 数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍)



(a) Toe-In VGs (2.81deg)



(b) Toe-Out VGs (2.82deg)

Fig. 3-21 VGの向きの異なる条件 (Toe-In VGs と Toe-Out VGs)の低迎角時におけるオイルフローによる翼面上の流れの可視化の拡大図 (Mach 数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍)

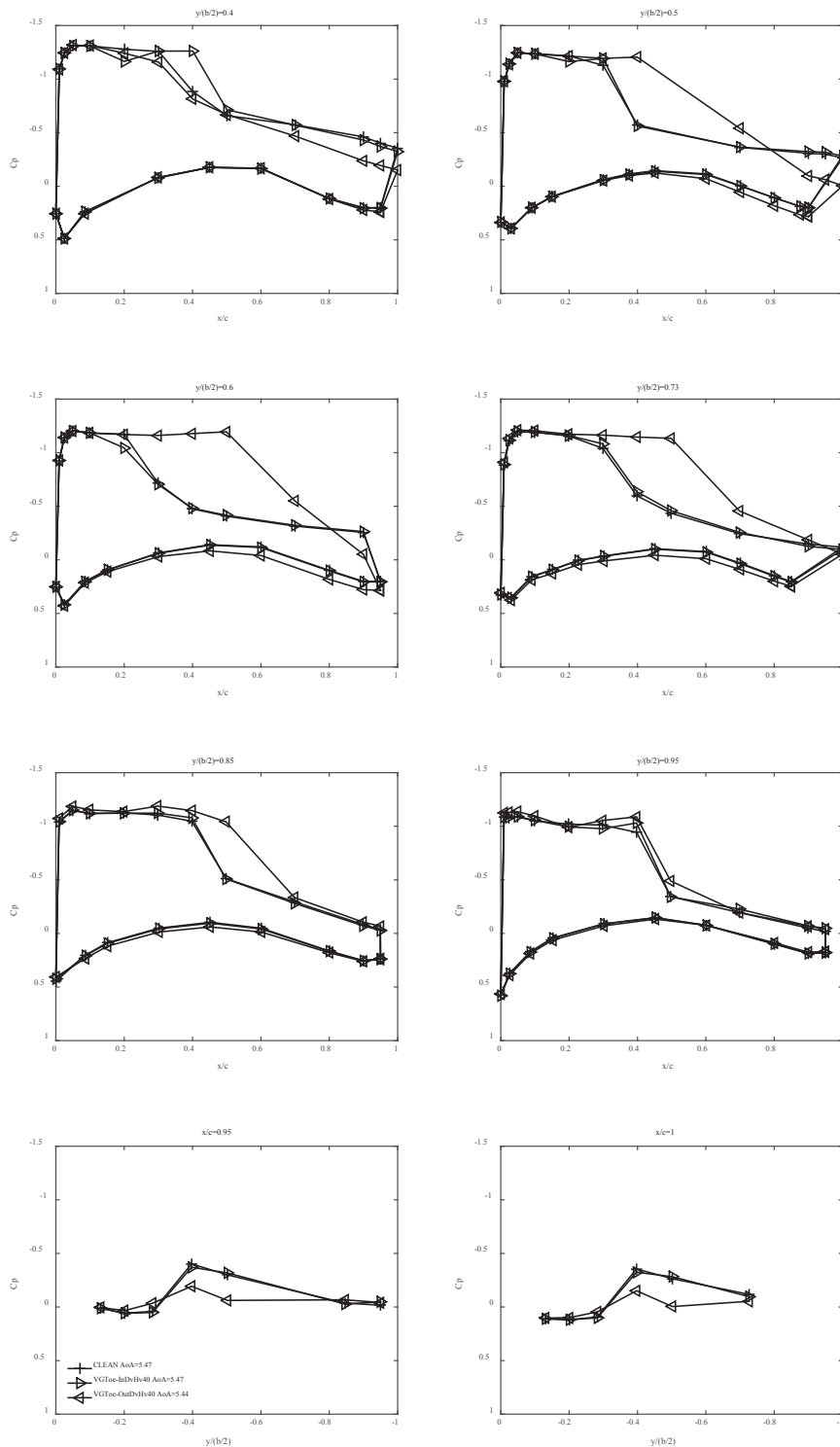
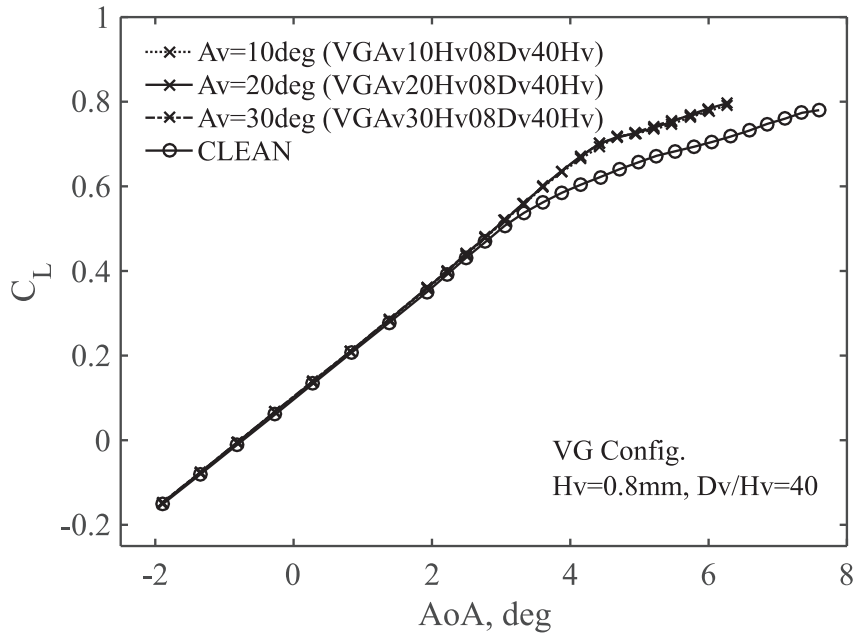


Fig. 3-22 VG なし条件 (CLEAN +印) と VG の向き異なる条件 (Toe-In VGs ▷印と Toe-Out VGs ◁印) の主翼面上の圧力係数分布 (Mach 数: 0.85, 迎角 5.5° 付近, 総圧: 80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍)

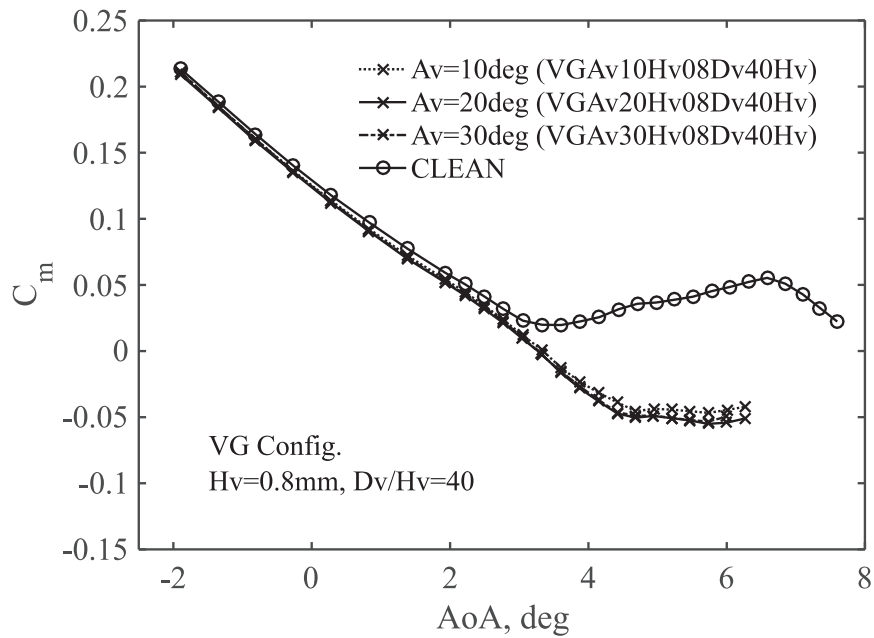
3.2.5 角度の影響

3.2.4 で示したように、VG の取り付け角は、局所的な流れ方向に対して toe-out となる向きに 20° 前後と設定すれば、揚力係数やピッチングモーメント係数には、ほとんど影響を与えない。Fig. 3-23 に、VG の取り付け角 A_v を 10° から 30° まで変化させた際の揚力係数とピッチングモーメント係数のグラフを示す。一様流の Mach 数は 0.85, Reynolds 数は 2.27×10^6 である。VG の取り付け角以外のパラメータは VG の基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v) と等しい。Fig. 3-23 に示すように、ここで示したいずれの取り付け角においても、VG の効果は明瞭に現れており、それらの差異は微小である。

VG の効果に対する取り付け角度 A_v の影響が小さいことは、Fig. 3-24 の圧力分布からも明らかである。いずれの圧力孔列でも VG を設置した条件の衝撃波位置は、VG を設置していない場合に比べて上流に位置し、その位置もほぼ等しい。また、剥離による後縁の圧力係数の低下も抑えられている。スパン位置 $\eta = 0.85$ では、わずかな衝撃波位置の差異が確認できる。この位置では、VG の取り付け角が大きいほど、衝撃波位置は下流である。取り付け角が大きくなったことにより、導入できた縦渦の強度が増し、わずかながら剥離の抑制が高くなったと考えられる。しかしながら、その差は、図に示すように非常にわずかであり、取り付け角度の影響は、後退角付きの 80% NASA CRM では、非常に小さい。



(a) 迎角-揚力係数



(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-23 VGなし条件 (CLEAN ○印) とVG取り付け角の異なる3形態の空力係数の比較 (Mach数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re数: 2.27×10^6 , VG取り付け角: 10° (破線), 20° (実線), 30° (一点破線), VG高さ: 0.8 mm, VG間隔: 40倍)

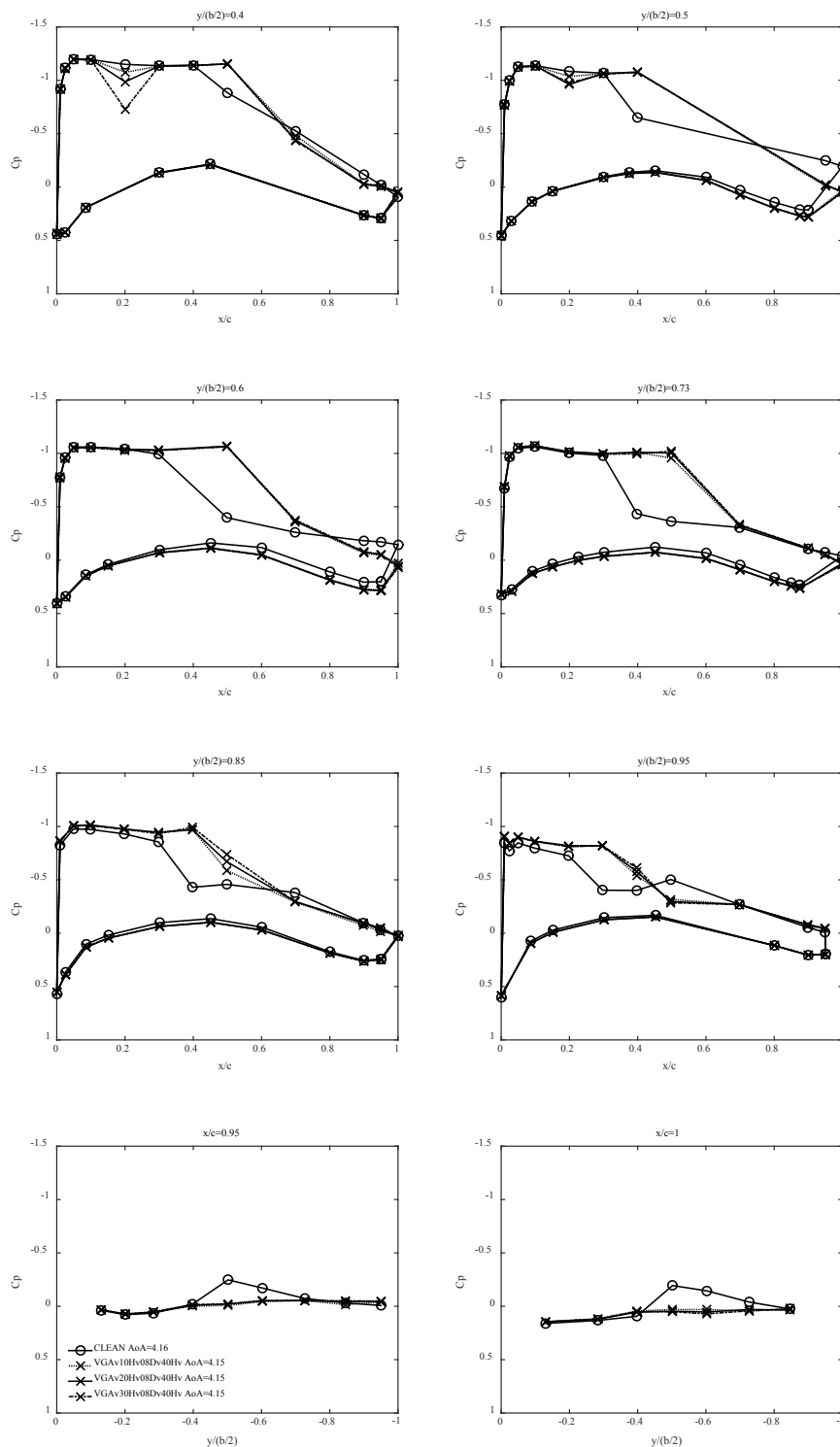


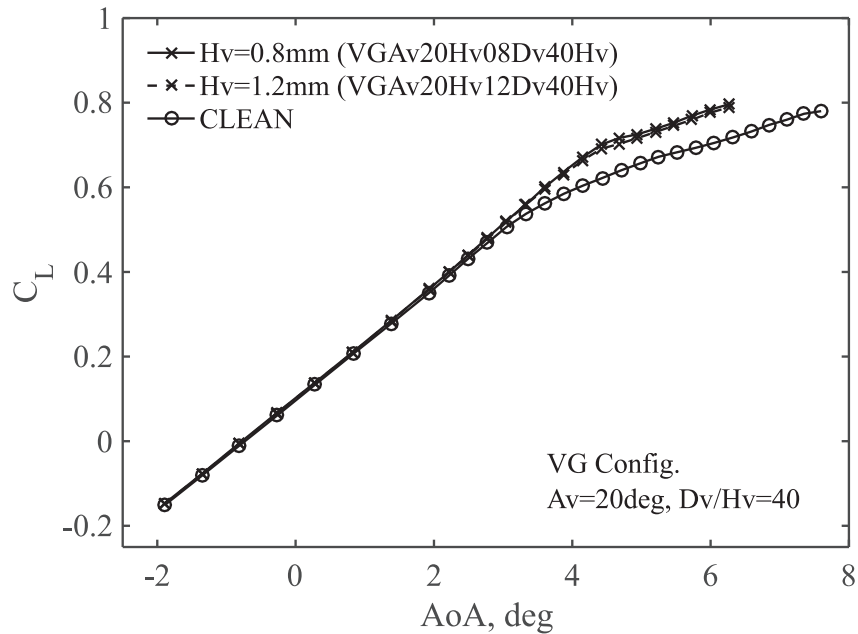
Fig. 3-24 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG 取り付け角の異なる 3 形態の主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 10° (破線), 20° (実線), 30° (一点破線), VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)

3.2.6 高さの影響

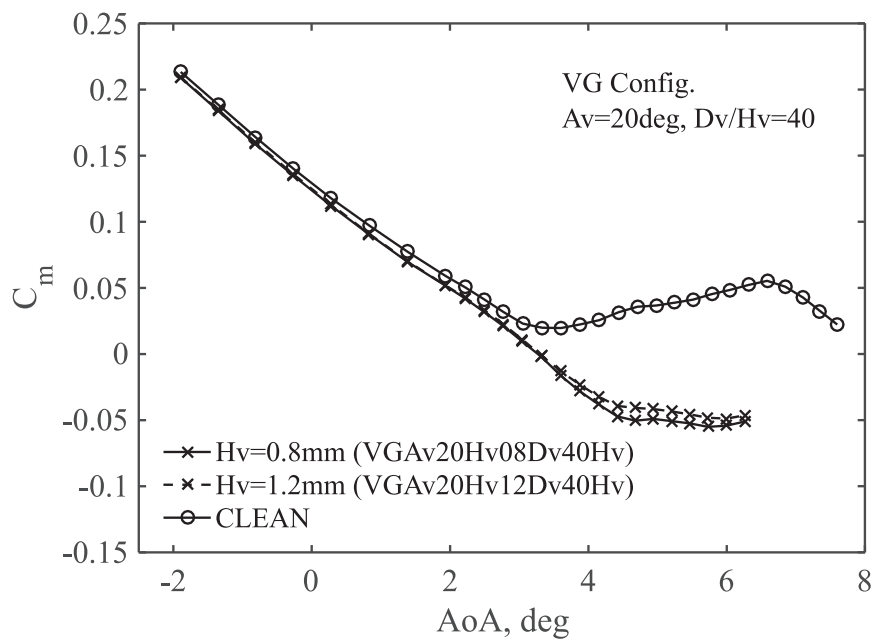
VGの高さ、間隔、長さ、角度は、厳密にはVGの衝撃波剥離の抑制効果と、巡航時の付加抵抗との関係で最適な条件を探る必要があるパラメータである。しかしながら、本実験では、実験可能な条件数の制約もあり、初期設計の重要な情報を抽出するという観点から試験条件を絞った。VGの高さについては、それが境界層の2倍程度までは、VGの性能を著しく低下することがないことだけを確認した。これは、後退角のない2次元翼についても確認されている事項である [1]。対象とした設置位置の境界層高さが極めて低いこともあり、VGの高さが境界層よりも低いケースについては実験できなかった。付加抵抗も考慮したVGパラメータの最適化については、文献 [7]においてCFDのデータに基づく検討がなされている。CFDによる検討ではあるが、この文献 [7]は、本実験の結果を元に結果の妥当性をある程度検討し、また探索範囲も実験データを考慮している。そのため、より最適なVGのパラメータを検討するに当たり、参考に値すると考える。

Fig. 3-25に、VGなしの条件とVGの基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v)、VGの高さ H_v が 1.2 mm の条件 (VGA_v20H_v12D_v40H_v) の結果を示す。VGA_v20H_v12D_v40H_v のVGの高さは、境界層厚さ δ の 2.25 倍である。VGの間隔とVG高さの比 D_v/H_v は両条件とも 40 に揃えている。そのため、実際の距離 D_v は、VGA_v20H_v12D_v40H_v の方が長く、VGの枚数も少ない。枚数等に関する情報は、Table 3-4 も参照されたい。VGA_v20H_v12D_v40H_v の条件においても、VGの効果は明らかである。VGの間隔が広くなり、枚数が減っているため、基本形態よりも、迎角の上昇に対する揚力の増加量やピッチングモーメントの低下量は低くなっている。ただし、その差はわずかである。

Fig. 3-26 は、Fig. 3-25 の 3 条件に対する圧力係数分布である。VGA_v20H_v12D_v40H_v の方が、基本形態よりも、衝撃波位置はわずかに上流であり、後縁部では圧力係数がわずかに低下している。しかしながら、その差は揚力係数やピッチングモーメント係数同様にわずかである。VGの高さが境界層厚さの2倍程度までは、3次元翼である80% NASA CRMにおいても、VGの性能が著しく低下することはない。



(a) 迎角-揚力係数



(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-25 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG 高さの異なる 2 形態の空力係数の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm (実線), 1.2 mm (破線), VG 間隔: 40 倍)

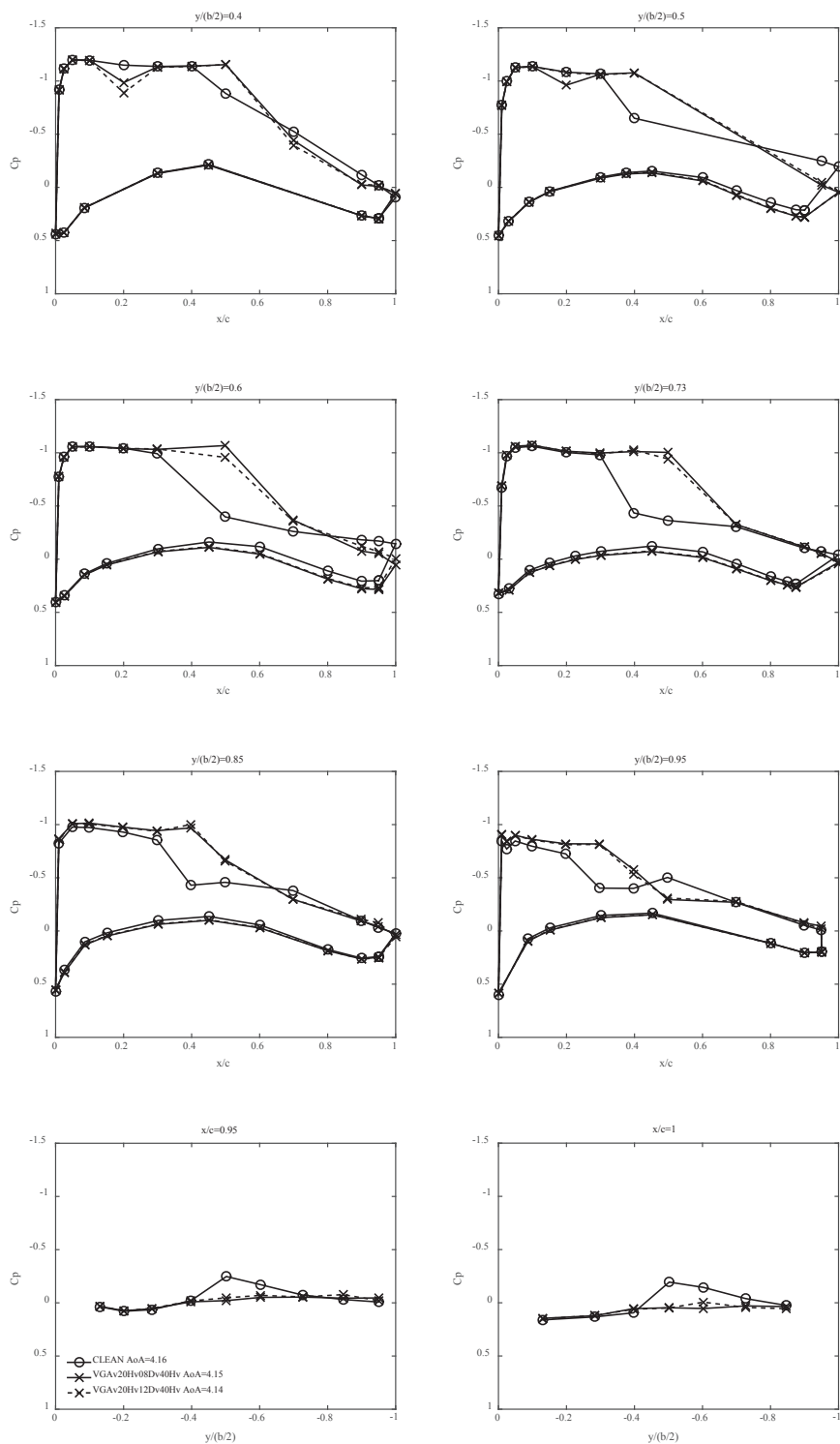


Fig. 3-26 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG 高さの異なる 2 形態の主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm (実線), 1.2 mm (破線), VG 間隔: 40 倍)

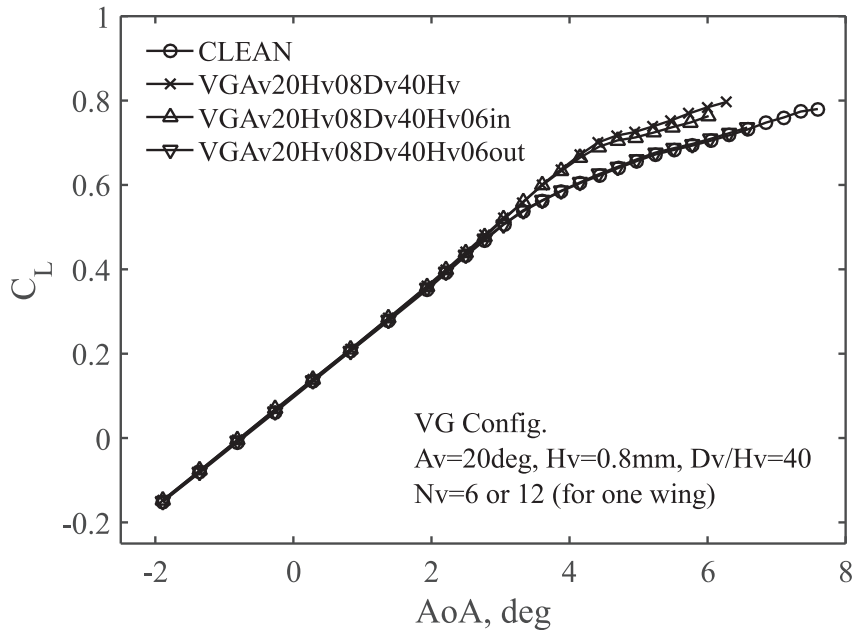
3.2.7 スパン方向位置の影響

2章の2.1.10で提案したVGの設計手法においては、まず、VGのスパン方向の設置位置を定める。剥離位置を特定し、その上流を求め、剥離領域を覆うようにVGのスパン方向の設置位置を決める。その後、衝撃波からある程度離れたコード位置を特定して、VGの設置位置とする。設計作業の中で、この工程を最初に持ってきているのは、剥離位置を特定すること、その位置に合わせてVGを設置することが極めて重要だからである。その重要性を確認するために、2種類の極端にVGの設置領域の異なる条件について、VGの効果に対する比較試験を行った。1つ目の条件(VGAv20Hv08Dv40Hv06in)では、剥離がはじまる領域の $\eta = 0.4 \sim 0.7$ の上流にVGを設置した。2つ目の条件(VGAv20Hv08Dv40Hv06out)では、剥離が始まる領域をはずして、 $\eta = 0.7 \sim 0.95$ にVGを設置した。これは、基本形態のVG配置のうち、内舷側の6枚を残すケースと、外舷側の6枚を残すケースに対応する。

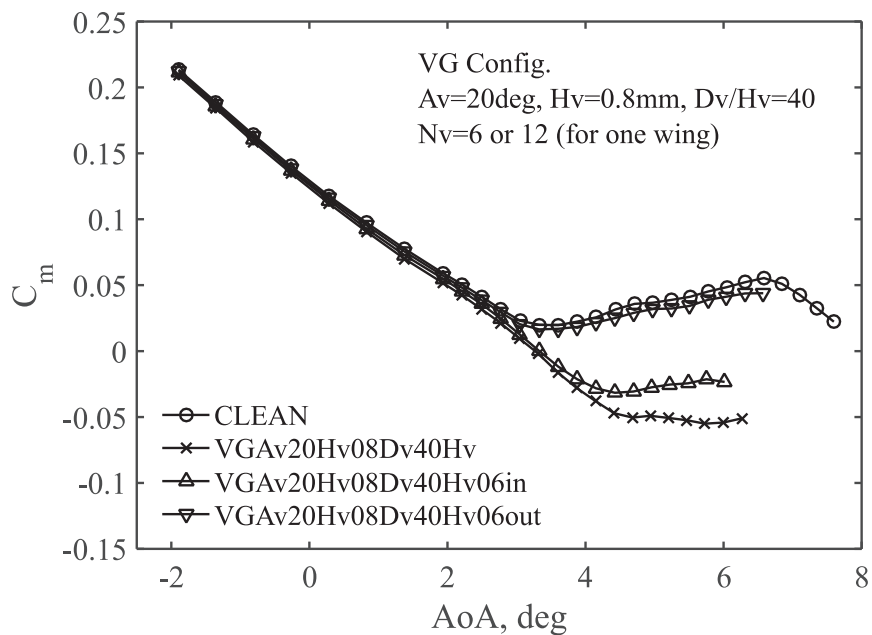
Fig. 3-27に、VGなしの条件とVGの基本形態(VGAv20Hv08Dv40Hv) , さらに上記の2条件(VGAv20Hv08Dv40Hv06inとVGAv20Hv08Dv40Hv06out)の空力係数に対する比較結果を示す。図より明らかなように、剥離領域に合わせたVGAv20Hv08Dv40Hv06inでは、揚力係数やピッチングモーメント係数は改善する。しかし、剥離領域を外したVGAv20Hv08Dv40Hv06outは全く効果がない。高迎角の領域になると、VGAv20Hv08Dv40Hv06inとVGの基本形態との間にも差が現れる。基本形態の外翼側に設置されたVGは高迎角で剥離が外翼側に広がった時に効果が現れることが分かる。VGAv20Hv08Dv40Hv06outは高迎角でわずかにVGなしの条件よりも性能が向上している。これも外翼まで剥離領域が達したためである。

Fig. 3-28は、VGAv20Hv08Dv40Hv06inの迎角 4.15° のオイルフローによる可視化結果である。Fig. 3-27の結果を裏付けるように、6枚の内舷側に設置したVGが剥離領域を抑制していることが分かる。

Fig. 3-29は、圧力係数分布の比較である。VGAv20Hv08Dv40Hv06inの衝撃波位置は、VGありの基本形態の衝撃波位置よりも、外舷側で上流側に位置しているものの、VGなしの条件よりは明らかに下流側にある。後縁の圧力係数分布からも剥離を抑制していることも分かる。これに対して、VGAv20Hv08Dv40Hv06outの圧力係数分布は、VGなしの条件とほぼ重なっており、VGが全く効果を発揮できていないことが分かる。以上の結果より、剥離の始まるスパン方向位置を特定し、そのスパン方向位置に合わせてVGを設置することの重要性を確認できた。



(a) 迎角-揚力係数



(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-27 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG ありの基本形態 (VgAv20Hv08Dv40Hv ×印) と VG の設置したスパン位置の異なる 2 形態 (内舷側に設置 (VgAv20Hv08Dv40Hv06in △印) と外舷側に設置 (VgAv20Hv08Dv40Hv06out ▽印) の空力係数の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)

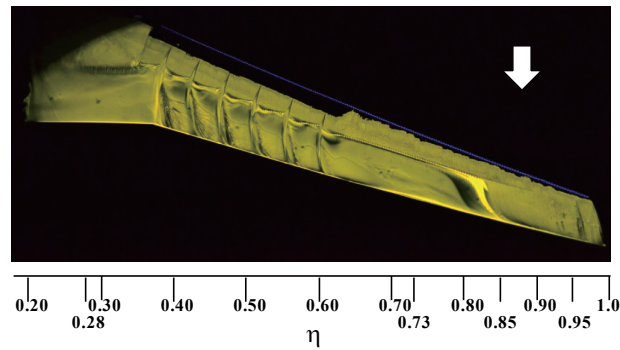
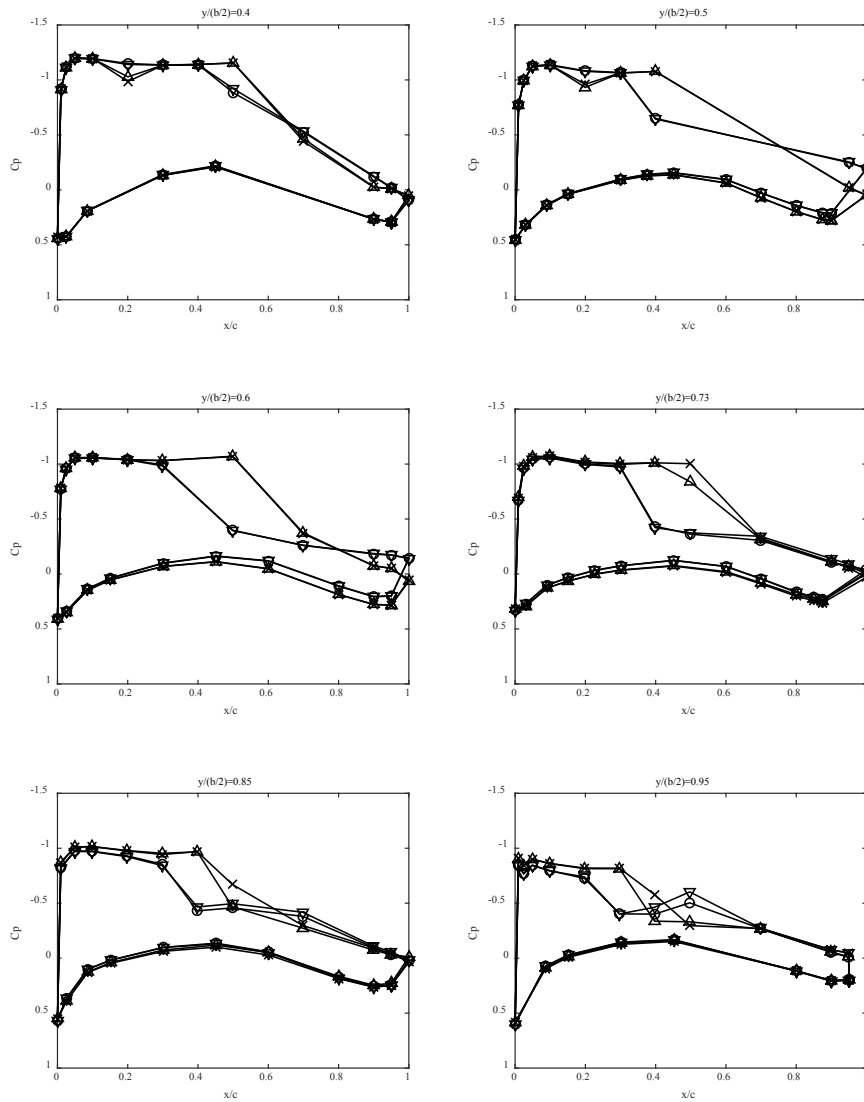


Fig. 3-28 VgAv20Hv08Dv40Hv06in のオイルフローによる翼面上の流れの可視化 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 基本形態の内舷側 6 枚の VG だけを設置, 迎角 4.15°)



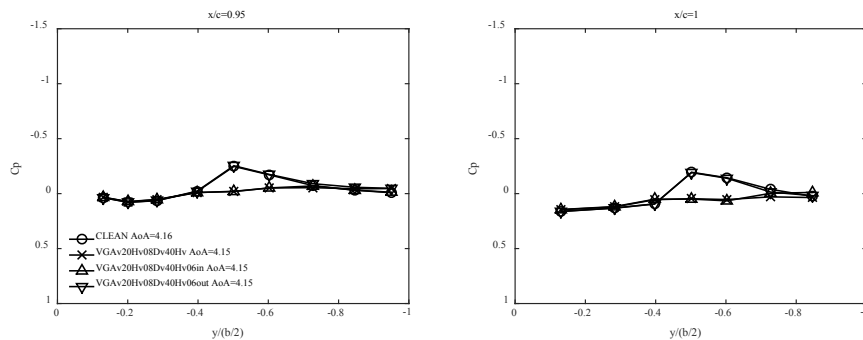


Fig. 3-29 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG ありの基本形態 (VGAv20Hv08Dv40Hv ×印) と VG の設置したスパン位置の異なる 2 形態 (内舷側に設置 (VGAv20Hv08Dv40Hv06in △印) と外舷側に設置 (VGAv20Hv08Dv40Hv06out ▽印)) の主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)

3.2.8 最内舷 VG の影響

2 章の 2.1.9 や 2.2.9 で述べたように、3 次元の有限な主翼においては、VG 列の端部が必ず存在する。Toe-Out VGs については、最内舷の VG の作る縦渦は、その隣の縦渦の誘起速度により翼面から離れる方向に移動すること、さらに、縦渦の上昇流側に生じる境界層の厚い領域が、その隣に縦渦のいない翼の内舷側になることから大きな剥離を誘発しやすい状態となる。通常、Toe-Out VGs については、最外舷の VG の作る縦渦については、これと逆の状態になるため問題にはならない。そのため、実際の主翼の VG については、最内舷の VG をどこにするか、最内舷近傍の VG の間隔やコード方向の位置を調整する必要があるか、などを主翼の形状ごとに確認する必要がある。

以下の詳細な説明では要点がやや分かりにくいので、ここでは、最初に結論を書く。ここで紹介する最内舷の VG に対する風洞実験 (初期の VG 配置から最内舷の VG を間引いていく実験) の結論は、①最内舷 VG の位置が外舷になる (この実験の場合は VG の枚数が減る) ほど、揚力係数やピッチングモーメント係数に対する VG の効果は低下する。②最内舷 VG を過剰に内舷側に設置すると、高迎角で最内舷 VG の下流が大きく剥離して望ましくない。ということである。つまり、最内舷の VG については、VG 配置の設計の最後の工程において、必要とする VG の効果と高迎角時の最悪の状況とを考慮しながら決定する必要がある。

Fig. 3-30 では、VG なし条件と VG の基本形態 (VGAv20Hv08Dv40Hv)、VG の基本形態の配置に対して、最内舷の VG の内舷側にもう 1 枚 VG を追加した条件 (VGAV20Hv08Dv40Hvin1) の空力係数を比較している。隣り合う VG の間隔 D_v は、追加した VG も含めて、全て VG 高さの 40 倍である。1 枚追加しただけにもかかわらず、迎角 5° より高い条件の空力係数が大きく変化している。

VG を 1 枚追加した際に、翼面上で何が起きているかを見るために、2 種類の圧力係数分布を Fig. 3-31 と Fig. 3-32 に示す。2 種類の圧力係数分布からは、① 6° 付近の高迎角では、追加した

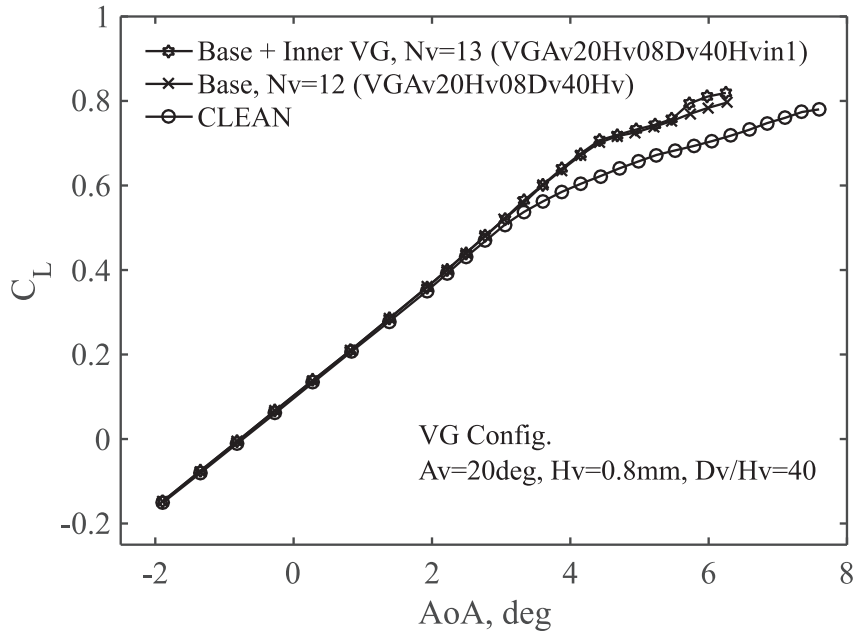
VG の下流で大規模な剥離が起こること、②①の影響により追加した VG よりも外側の剥離は、むしろ抑えられることが分かる。

Fig. 3-31 は、これまでの圧力係数分布と同じように、迎角を約 6° に固定した 3 種類の形態の比較である。迎角 6° は 2 種類の VG 形態間で空力係数の差が現れる迎角である。Fig. 3-31 の後縁の圧力係数、 $x/c = 0.95$ や $x/c = 1$ のグラフに着目すると、2 種類の VG 形態で圧力係数が最小となる位置が異なる。基本形態では、 $\eta = 0.4$ であるのに対して、VGAV20Hv08Dv40Hvin1 では $\eta = 0.28$ が最小である。つまり、この迎角では、VGAV20Hv08Dv40Hvin1 の剥離位置は、VG の基本形態の剥離位置よりも内舷側である。

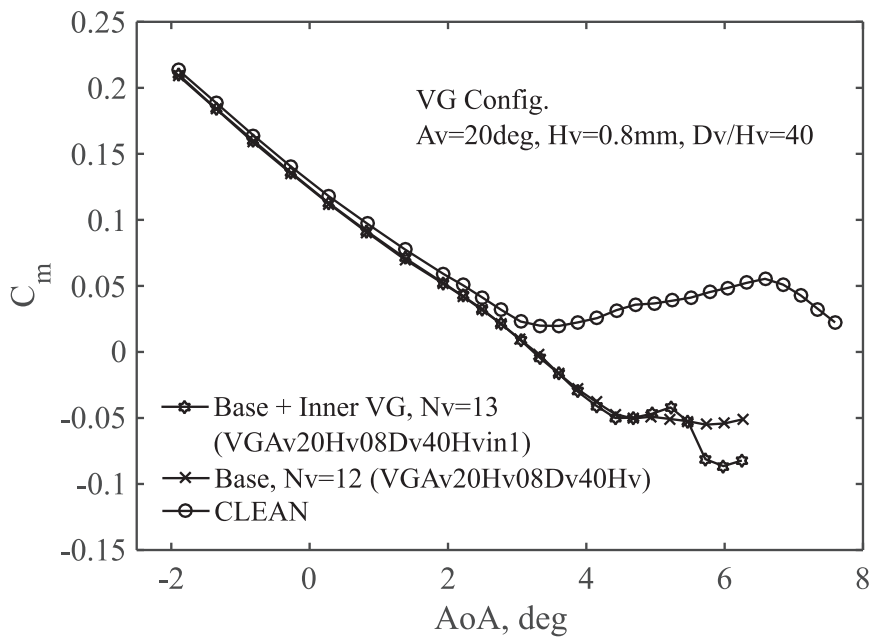
Fig. 3-32 からは、迎角に対して、VGAV20Hv08Dv40Hvin1 の剥離位置がどのように変化するかを推測できる。 $x/c = 0.95$ や $x/c = 1$ のグラフに着目すると、剥離位置は 5° においては、VG の基本形態と同じように、 $\eta = 0.4$ である。しかしながら、迎角が増加すると、この位置は、前述の $\eta = 0.28$ に移動する。この 2 つの迎角に着目して、 $\eta = 0.28$ と 0.4 の圧力係数分布を見ると、 $\eta = 0.28$ では、迎角 6° になると衝撃波位置が上流に移動し、後縁の圧力係数が大きく低下する。他方、 $\eta = 0.4$ の方は、後縁の圧力係数は増加し、衝撃波位置も下流に移動する。つまり、迎角 6° の VGAV20Hv08Dv40Hvin1 では、 $\eta = 0.28$ 付近の内舷側が大きく剥離し、 $\eta = 0.4$ よりも外舷側の剥離は小さくなった。この剥離領域の移り変わりは、わずかな迎角の差で起こり、結果的に、空力係数は高迎角において飛び跳ねるような変化を示した。

Fig. 3-33 は、上記の結果を受けて、追加で実施した最内舷 VG に対する試験の空力係数のグラフである。空力係数の急な変化を抑えるために、基本形態 (VGToe-OutDvHv40) の最内舷 VG の隣に VG を 4 枚追加した (VGToe-OutDvHv40 (32))。追加した VG の隣り合う VG の間隔 D_v は VG 高さの 10 倍である。また、基本形態の最内舷 VG を取り除いた形態 (VGToe-OutDvHv40 (22)) の実験も行った。VG を追加した形態では、基本形態に比べて、迎角 3° から 5° 付近まで揚力は増加している。 5° 以降の空力係数の変化は幾分滑らかにはなっているものの、前述の 1 枚追加した場合と同様に、ピッチングモーメント係数は急に低下している。VG を 1 枚除いた VGToe-OutDvHv40 (22) は、基本形態と比べて、揚力係数は低下、ピッチングモーメント係数は増加している。空力係数は基本形態と同様に連続的な変化である。

Fig. 3-34 の迎角 5.4° 付近のオイルフローの可視化結果からは、空力係数が急変化した際の剥離の様子を確認できる。VGToe-OutDvHv40 (32) では、元々剥離していなかった内舷側の後縁が、VG を設置したことにより剥離してしまっている。このスパン位置での剥離領域はコード方向に長く、衝撃波位置は VG に対してかなり近い。コード方向に長い衝撃波剥離は、衝撃波振動の振幅を増加させる [4] ため一般に望ましくない。また、VG に対して衝撃波が過剰に近づくことは、VG と衝撃波の干渉による強い振動を助長するためこれも望ましくない [1]。Fig. 3-34 (a) の状態は、非定常性の観点からは危険な状態であり避けるべきである。Fig. 3-34 (b) や (c) に示すように、内舷側の VG を除くほど、この状況からは遠ざかる。このような傾向は、Fig. 3-35 の圧力係数分布からも定量的に確認できる。よって、最内舷の VG は、高迎角時の危険な状態を避けつつ、空力係数を可能な限り改善できるように適切な位置を設定する問題となる。



(a) 迎角-揚力係数



(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-30 VG なし条件 (CLEAN ○印) と VG の基本形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_v ×印) と基本形態の最内舷のVGの内舷側にVGを1枚追加した形態 (VGA_v20H_v08D_v40H_vin1 六角星印) の空力係数の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)

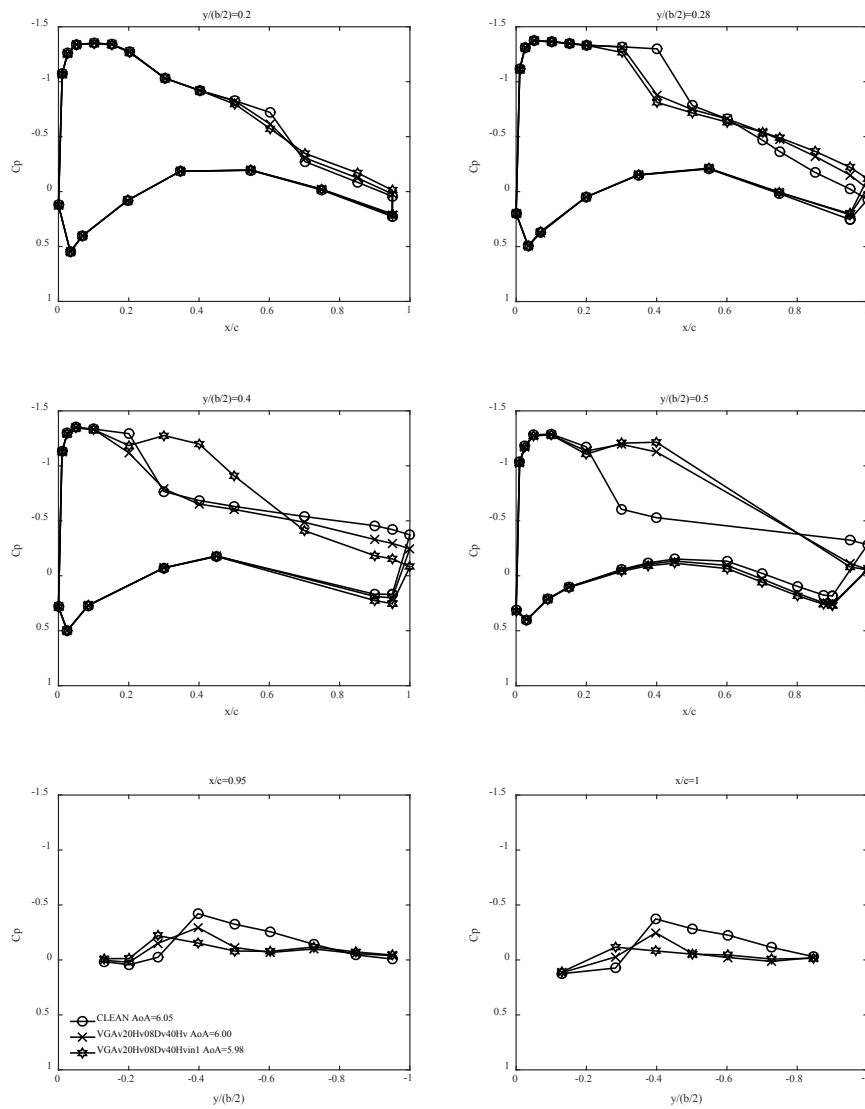


Fig. 3-31 VGなし条件 (CLEAN ○印) とVGの基本形態 (VGAv20Hv08Dv40Hv ×印) と基本形態の最内舷のVGの内舷側にVGを1枚追加した形態 (VGAv20Hv08Dv40Hvin1 六角星印) の主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re数: 2.27×10^6 , VG取り付け角: 20° , VG高さ: 0.8 mm, VG間隔: 40倍, 迎角約 6°)

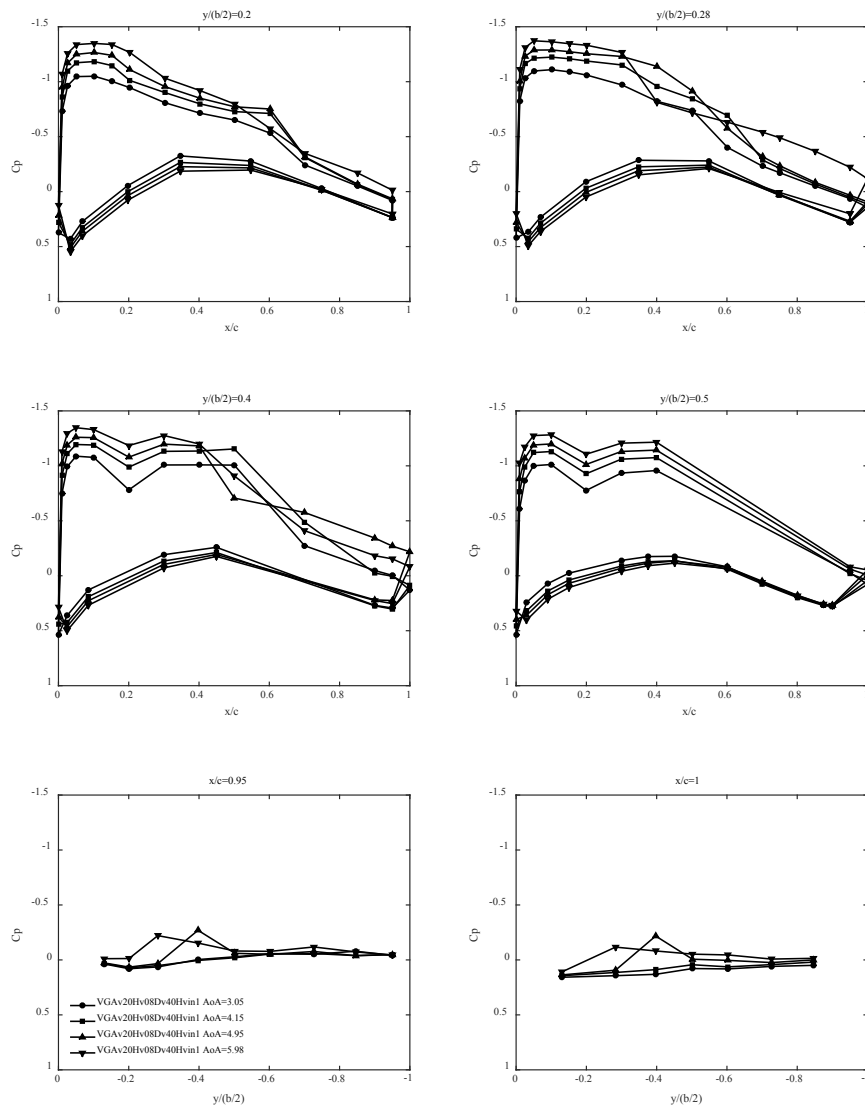
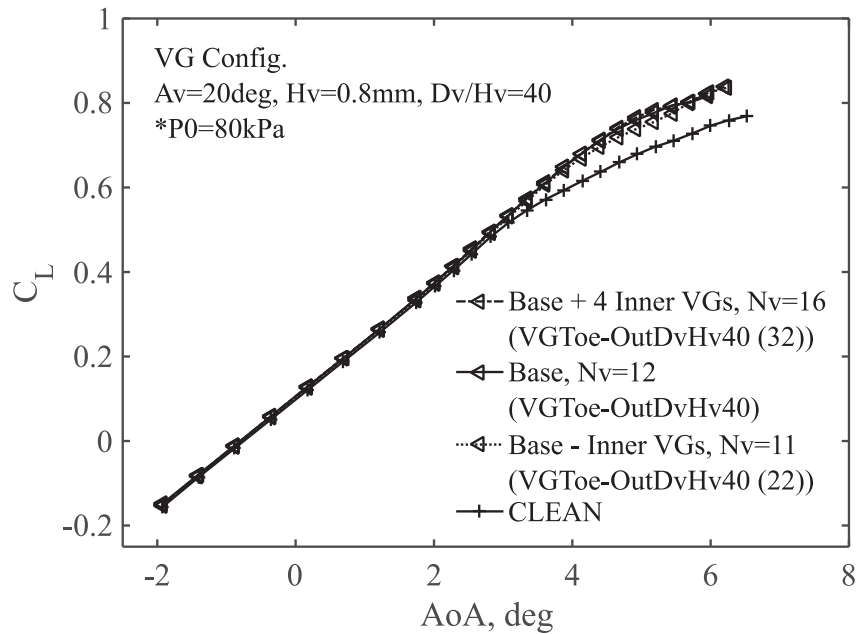
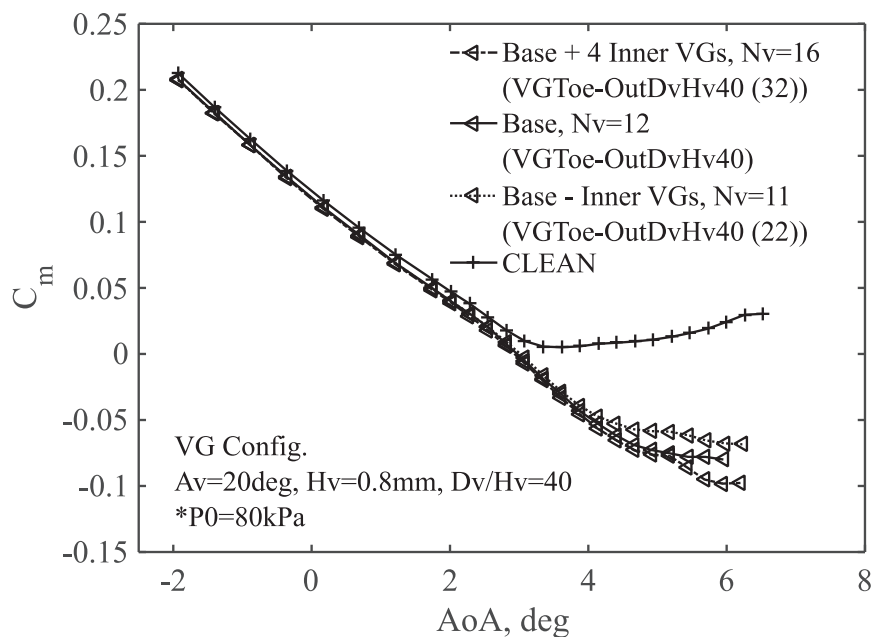


Fig. 3-32 基本形態の最内舷のVGの内舷側にVGを1枚追加した形態 (VGA v20Hv08Dv40Hvin1 六角星印) の迎角ごとの主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 120 kPa, Re 数: 2.27×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)

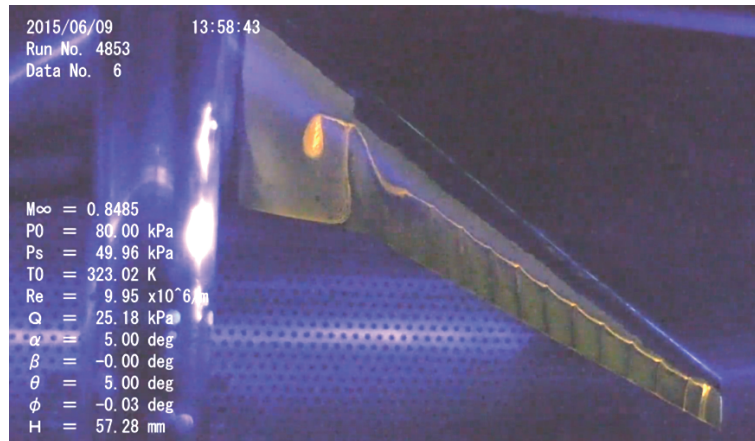


(a) 迎角-揚力係数

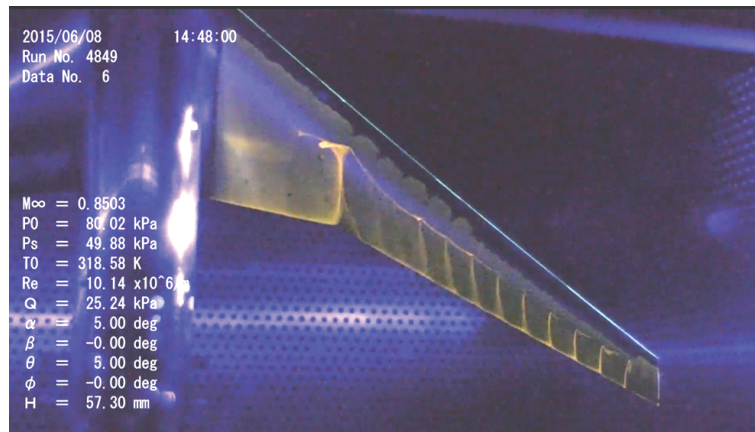


(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

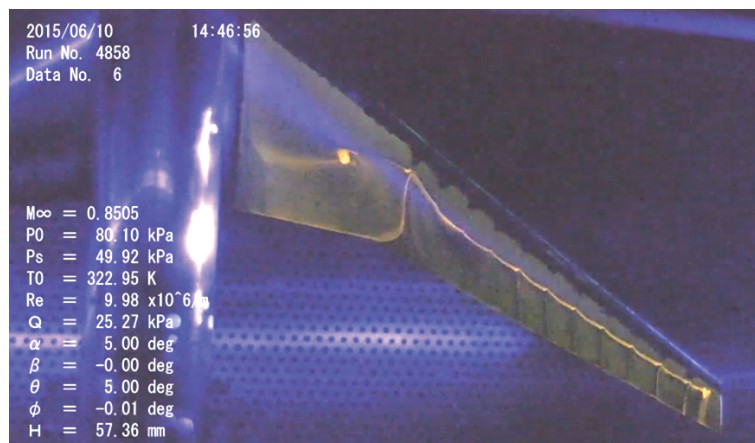
Fig. 3-33 VG なし条件 (CLEAN +印) と VG の基本形態 (VGToe-OutDvHv40 実線) と基本形態の最内舷の VG の内舷側に VG を 4 枚追加した形態 (VGToe-OutDvHv40 (32) 一点破線) と最内舷の VG を除去した形態 (VGToe-OutDvHv40 (22) 破線) の空力係数の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)



(a) 基本形態の最内舷のVGより内舷側にVGを4枚追加 (VGToe-OutDvHv40 (32)) (5.43deg)



(b) Toe-Out VGs 基本形態 (VGToe-OutDvHv40) (5.44deg)



(c) 基本形態の最内舷のVGを除去 (VGToe-OutDvHv40 (22)) (5.44deg)

Fig. 3-34 基本形態の最内舷のVGの内舷側にVGを4枚追加した形態 (VGToe-OutDvHv40 (32)) と基本形態 (VGToe-OutDvHv40) と基本形態の最内舷のVGを除去した形態 (VGToe-OutDvHv40 (22)) のオイルフローによる翼面上の流れの可視化 (Mach 数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)

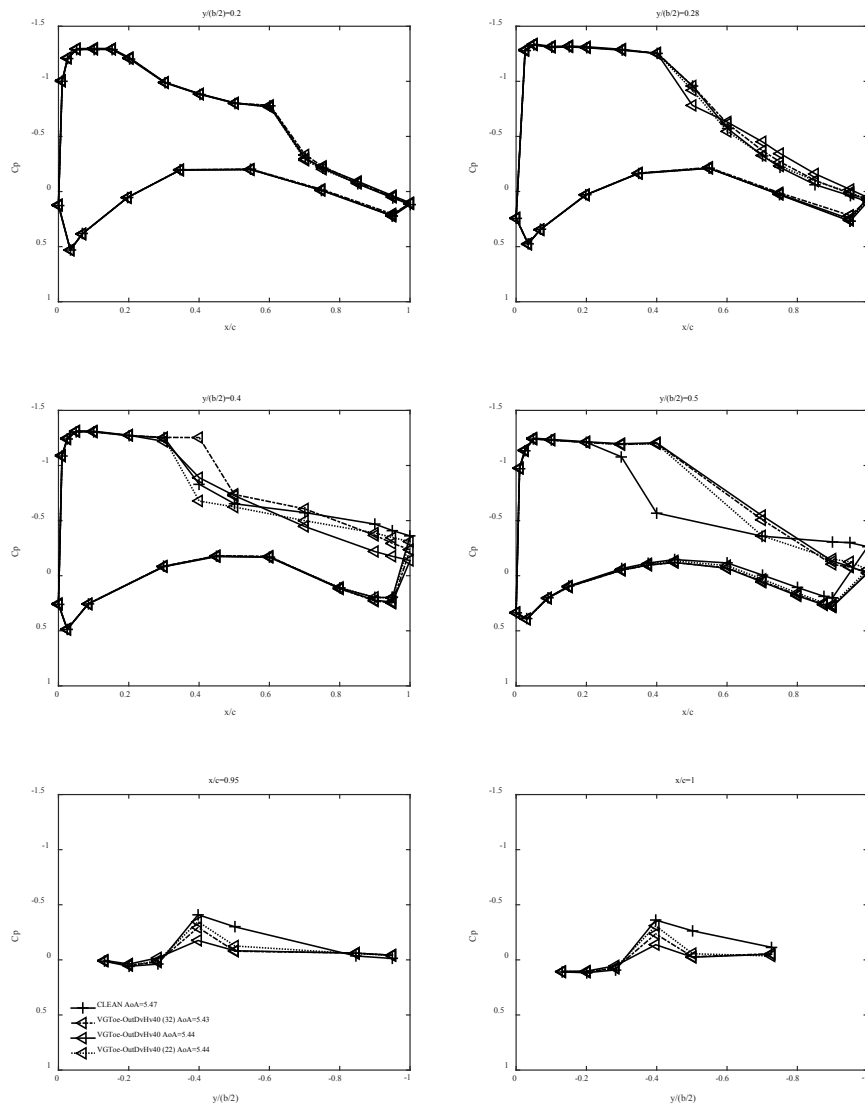
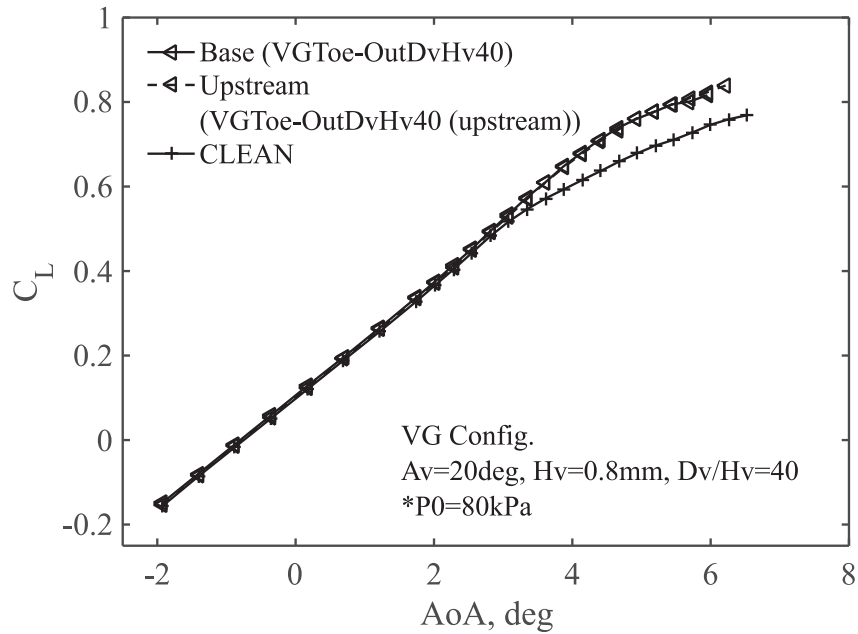


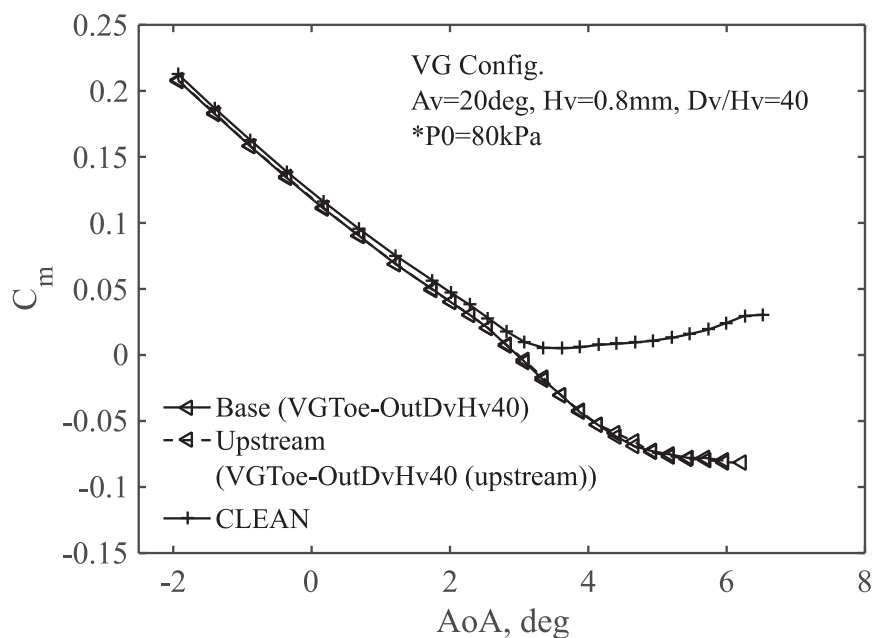
Fig. 3-35 VGなし条件 (CLEAN +印) とVGの基本形態 (VGToe-OutDvHv40 実線) と基本形態の最内舷のVGの内舷側にVGを4枚追加した形態 (VGToe-OutDvHv40 (32) 一点破線) と最内舷のVGを除去した形態 (VGToe-OutDvHv40 (22) 破線) の主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re数: 1.52×10^6 , VG取り付け角: 20° , VG高さ: 0.8 mm, VG間隔: 40倍)

3.2.9 最内舷 VG のコード位置の影響

最内舷の VG の影響を緩和するために、最内舷の VG を衝撃波から引き離すことは有効であると考えられた。そこで、最内舷の VG のみコード位置を変化させる実験を実施した。以下の Fig. 3-36 から Fig. 3-38 は、VG の基本形態を対象とし、最内舷の VG のみコード方向に x/c で 0.05 程度上流に移動させた形態 (VGToe-OutDvHv40 (upstream)) と、VG の基本形態や VG なし形態との比較である。これまでの比較結果と同様に、Fig. 3-36 は揚力係数とピッチングモーメント係数の比較を、Fig. 3-37 はオイルフローによる可視化結果を、Fig. 3-38 は、圧力係数分布の結果を示す。いずれの結果からも明らかなように、VG ありの基本形態 (VGToe-OutDvHv40) と VGToe-OutDvHv40 (upstream) の差は非常に小さく、最内舷の VG を上流に移動させる効果は現れなかった。これは、Fig. 3-34 のオイルフローが示すように、VG ありの基本形態 (VGToe-OutDvHv40) の最内舷 VG が、高迎角においてそれほど大きな剥離を誘発していないためと考えられる。

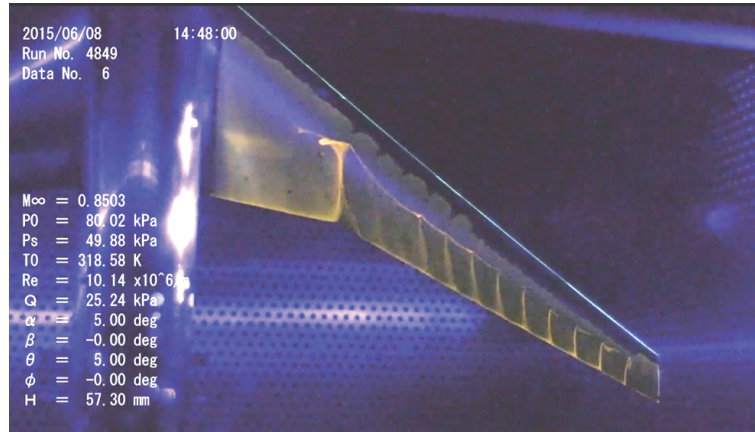


(a) 迎角-揚力係数

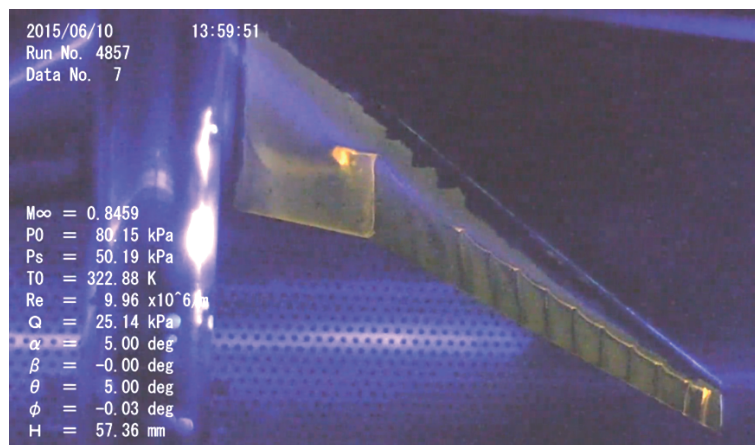


(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-36 VG なし条件 (CLEAN +印) と VG の基本形態 (VGToe-OutDvHv40 実線) と基本形態の最内舷の VG を上流に移動させた形態 (VGToe-OutDvHv40 (upstream) 破線) の空力係数の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20° , VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)



(a) Toe-Out VGs 基本形態 (VGToe-OutDvHv40) (5.44deg)



(b)基本形態の最内舷のVGを上流に移動 (VGToe-OutDvHv40 (upstream)) (5.44deg)

Fig. 3-37 VGの基本形態 (VGToe-OutDvHv40) と基本形態の最内舷のVGを上流に移動させた形態 (VGToe-OutDvHv40 (upstream))のオイルフローによる翼面上の流れの可視化 (Mach数: 0.85, 総圧:80 kPa, Re数: 1.52×10^6 , VG取り付け角: 20°, VG高さ: 0.8 mm, VG間隔: 40倍)

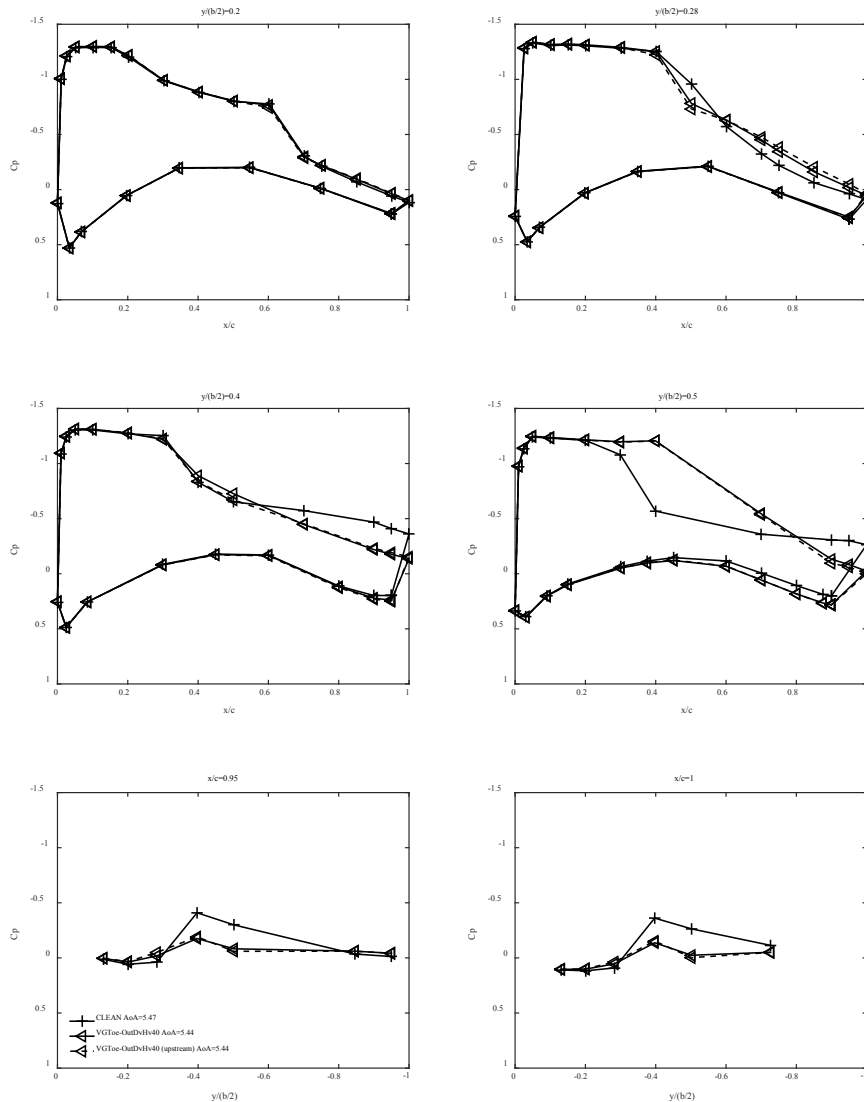


Fig. 3-38 VGなし条件 (CLEAN +印) とVGの基本形態 (VGToe-OutDvHv40 実線) と基本形態の最内舷のVGを上流に移動させた形態 (VGToe-OutDvHv40 (upstream) 破線) の主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re数: 1.52×10^6 , VG取り付け角: 20°, VG高さ: 0.8 mm, VG間隔: 40倍)

3.2.10 ナセルの影響

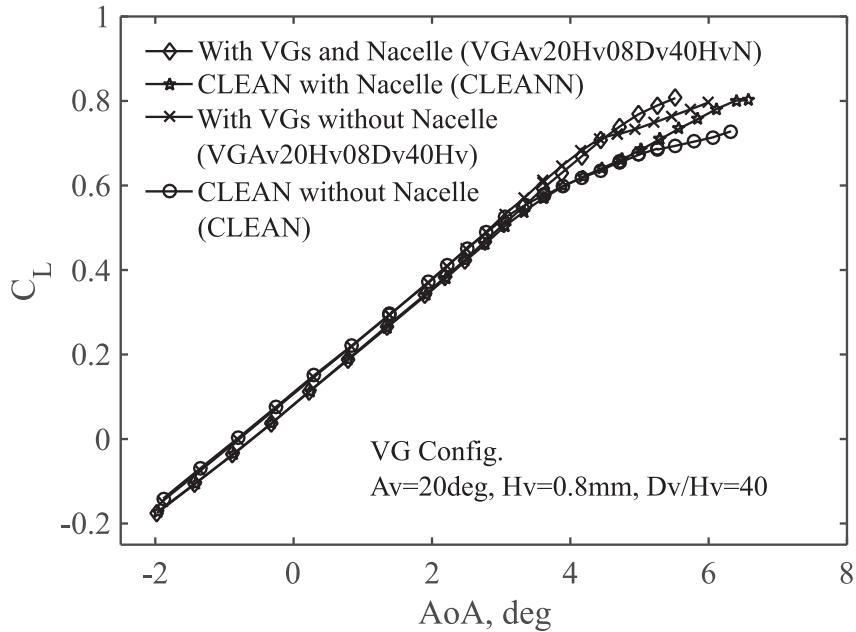
実際の航空機では主翼にエンジンを設置していることが多い。ナセルパイロンからは、VGの縦渦に比べてかなり大きな縦渦が発生する。この縦渦は主翼の剥離の状態に影響を及ぼす。ここでは、ナセルそのものの影響や、VGの効果に対するナセルの影響について調べた結果を示す。

Fig. 3-39に、VGなしのナセルあり (CLEANN) およびナセルなし (CLEAN) とVGの基本形態におけるナセルあり (VGA_v20H_v08D_v40H_vN) およびナセルなし (VGA_v20H_v08D_v40H_v) の揚力係数と空力係数の比較を示す。まず、ナセルがある場合も、VGの効果は明瞭に現れることが分かる。CLEANNとVGA_v20H_v08D_v40H_vNの比較では、揚力係数もピッチングモーメント係数も、VGを設置したものの方が良好な結果となっている。また、VGの有無にかかわらず、ナセルがある場合の方が、両係数の状態は良好である。VGの有無にかかわらず、ナセルを設置した条件の方が、迎角5°付近からそれよりも高い迎角での揚力係数は高い。ナセルがある場合に、VGを設置したVGA_v20H_v08D_v40H_vNでは、計測した迎角全体にわたり、ピッチングモーメント係数は単調に低下しており、望ましいプロファイルになっている。この例では、ナセルの影響は全体的に良い方向に働く。

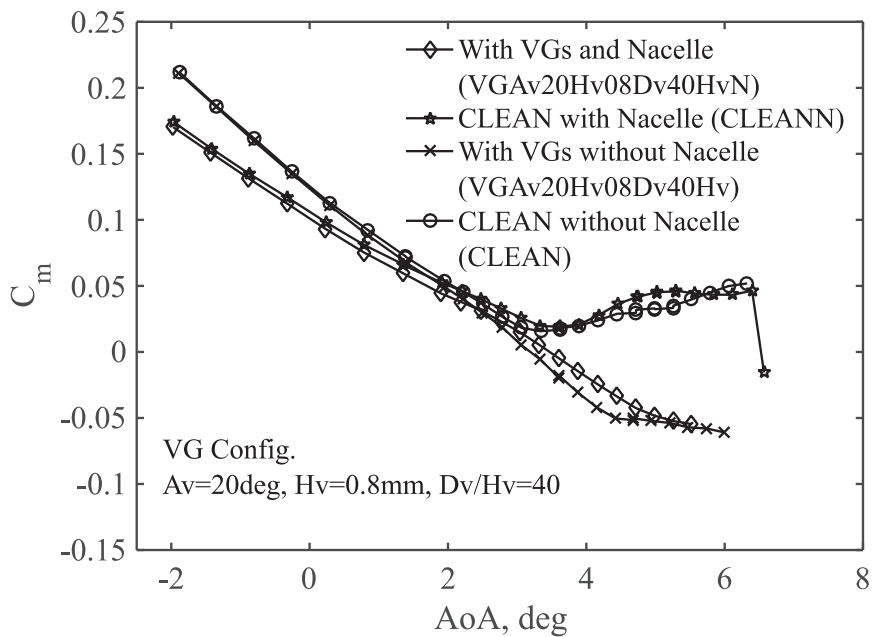
ナセルによって改善している領域は、迎角5°付近からと比較的高い迎角の領域である。前述のように、この領域は、最内舷のVGの配置により影響を受ける領域である。そのため、エンジンナセルがある場合は、エンジンナセルの効果も考慮して最内舷のVG位置を決める必要があることもこの結果からは分かる。

Fig. 3-40の圧力係数分布の比較においては、ナセルの影響がその設置位置近傍の $\eta = 0.4$ において明瞭に現れている。このスパン位置においては、ナセルがあることにより、後縁部の圧力係数の低下が小さくなり剥離は抑制されている。また、この位置における衝撃波位置は、ナセルがない場合よりも下流である。ナセルパイロンからの縦渦が、剥離を抑制して、結果的に衝撃波位置を下流に移動させたと考えられる。

Fig. 3-41はナセルありの条件におけるMach数に対する揚力係数の関係を表す。また、Fig. 3-42はMach数に対する抵抗係数の結果を表す。これらはそれぞれFig. 3-10とFig. 3-11に対応するグラフである。両グラフから、ナセルありにおいても、Mach数に対する揚力係数や抵抗係数について、VGの効果が現れることを確認できる。



(a) 迎角-揚力係数



(b) 迎角-ピッチングモーメント係数

Fig. 3-39 VGなし条件 (CLEAN ○印) とVGの基本形態 (VGA v20Hv08Dv40Hv ×印) とナセルを付けたVGなし条件 (CLEANN ☆印) とVGの基本形態 (VGA v20Hv08Dv40HvN ◇印) の空力係数の比較 (Mach数: 0.85, 総圧: 80 kPa, Re数: 1.52×10^6 , VG取り付け角: 20°, VG高さ: 0.8 mm, VG間隔: 40倍)

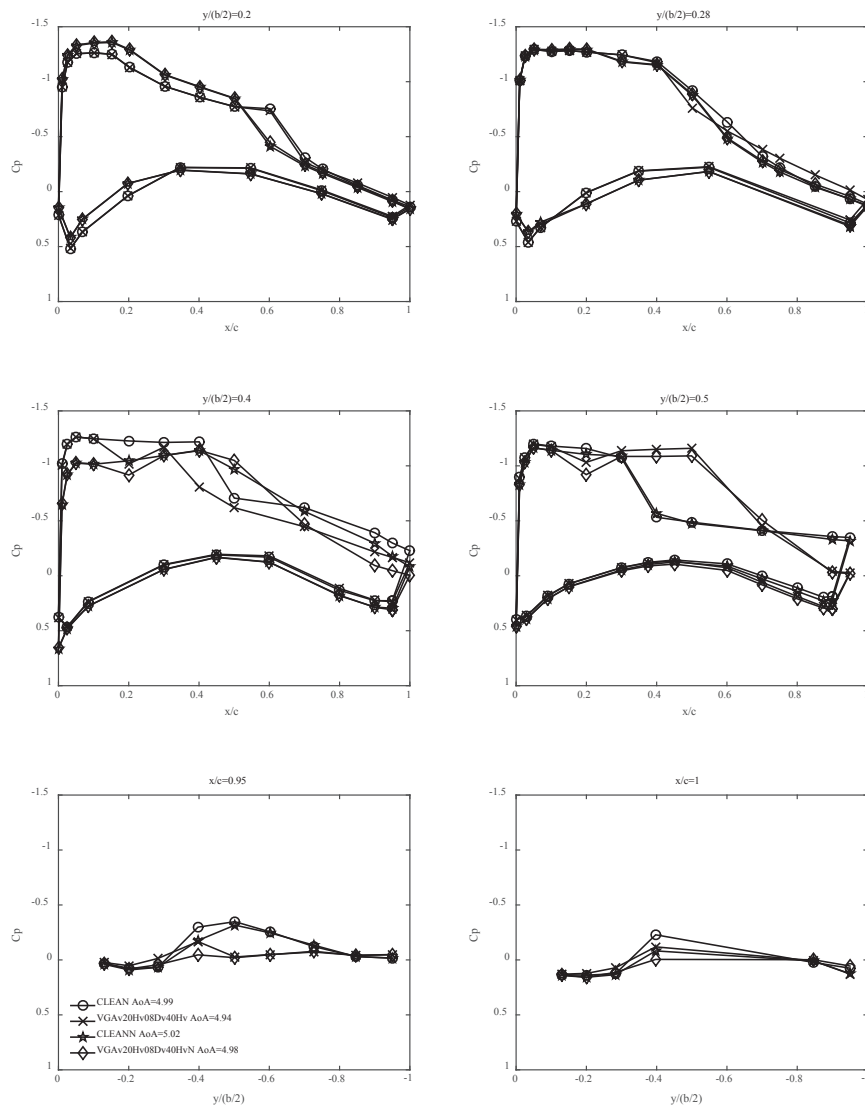


Fig. 3-40 VGなし条件 (CLEAN ○印) とVGの基本形態 (VGAv20Hv08Dv40Hv ×印) とナセルを付けたVGなし条件 (CLEANN ☆印) とVGの基本形態 (VGAv20Hv08Dv40HvN ◇印) の主翼面上の圧力係数分布の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧:80 kPa, Re 数: 1.52×10^6 , VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: 40 倍)

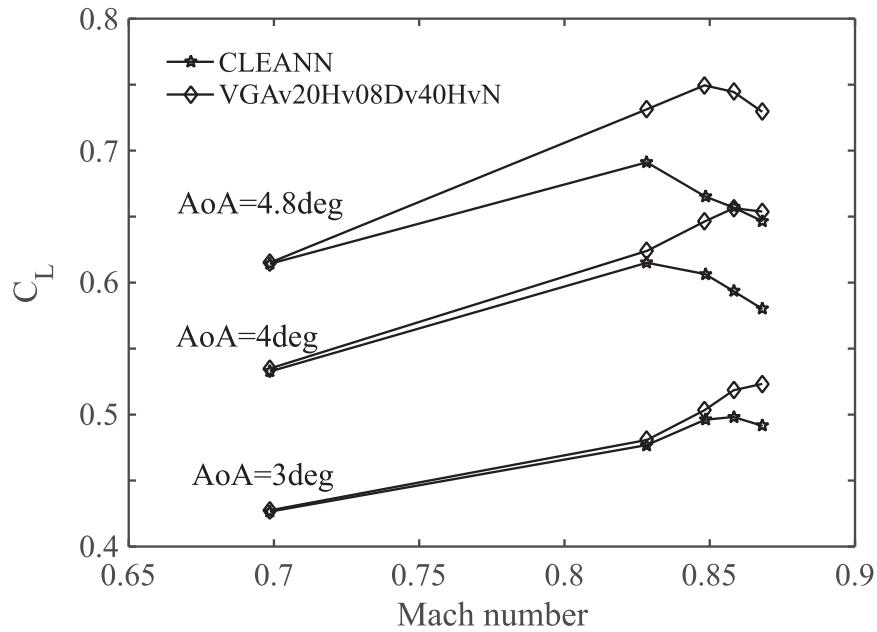


Fig. 3-41 ナセル設置時の Mach 数に対する揚力係数の変化 (迎角を固定, 総圧: 120 kPa, VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 片翼 12 枚の VG を設置.)

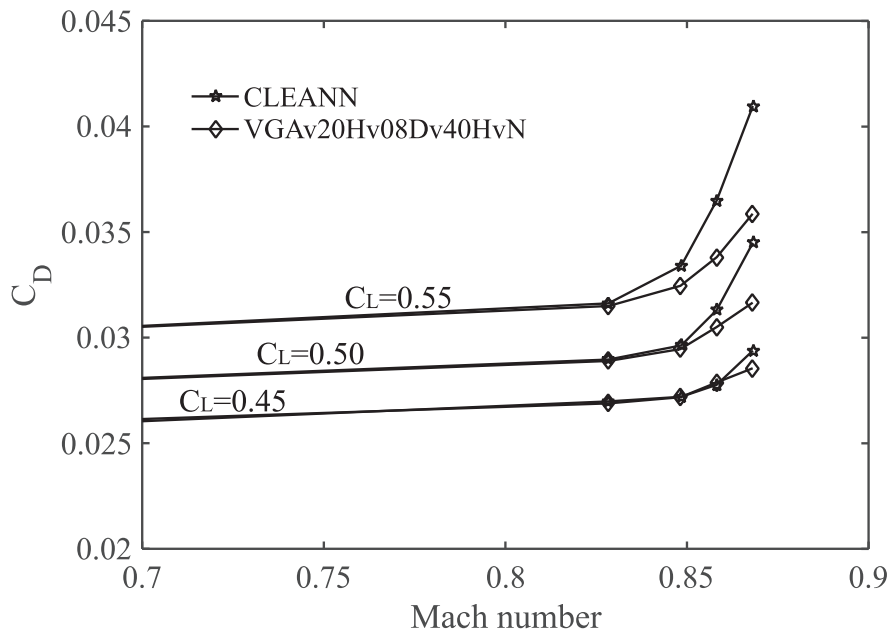


Fig. 3-42 ナセル設置時の Mach 数に対する抵抗係数の変化 (迎角を固定, 総圧: 120 kPa, VG 取り付け角: 20°, VG 高さ: 0.8 mm, VG 間隔: VG 高さの 40 倍, 片翼 12 枚の VG を設置.)

3.2.11 VGの付加抵抗とその予測手法の検証

ここでは、VGの負の側面である付加抵抗について示す。以下に示すように本試験におけるVGの付加抵抗は、 10×10^{-4} (10カウント)未満と小さい。本試験においては、計測回数も少ないことから、抵抗の計測精度については、少なくとも 2×10^{-4} (2カウント)程度の不確かさを覚悟しなければならない。そのため、VGの各パラメータの変化に対する抵抗の感度を見ることは困難であると判断した。ここでは、抵抗の大まかな傾向と、2章で示した抵抗の推算式 [6]との比較について示すにとどめる。

Fig. 3-43は、横軸を揚力係数とし、縦軸をVGの付加抵抗係数としたグラフである。VGの付加抵抗は、VG設置時の抵抗係数 (C_{DVG}) からVGなしの抵抗係数 (C_{DClean}) を引いた値である。VG設置時とVGなしの条件では、必ずしも揚力係数が一致するわけではない。そのため、Fig. 3-43では、VGなしの揚力係数におけるVG設置時の抵抗係数をスプライン補間により求めた。誤差バーは前述の抵抗係数に対する不確かさの概算値である2カウントを考慮して加えた。

Fig. 3-43に示すように、揚力係数で0.4付近までは、VGを付けたことにより抵抗は増加する。これがいわゆるVGの付加抵抗と考えられる。他方、揚力係数が0.5以上では、あきらかにVGを設置した方が抵抗係数は小さい。これはVGが剥離を抑えて減らす抵抗値が、VGを設置したことにより増加する抵抗値よりも大きくなるためである。この結果は、巡航状態の主翼にわずかに剥離がある場合は、VGを設置した方がむしろ抵抗が減る場合もあることを示している。

Fig. 3-44は、2章で示した抵抗の推算式によるVGの付加抵抗の推算値 ($\Delta C_{Destination}$) と実験結果 ($\Delta C_{Dexperiment} = C_{DVG} - C_{DClean}$) の比較である。推算式で用いるVGなしの条件における各種の物理量の算出については、一様流条件とVGを設置しない条件で計測した主翼上の圧力計測値を使用した。図より明らかなように、揚力係数が0.35から0.45において、推算値は実験値と良く一致する。この領域は剥離がなく、VGの剥離抑制効果があらわれない領域である。推算手法ではVGによる剥離の抑制までは考慮していないため、理にかなった結果である。残念ながら誤差バーが大きいため、詳細な差分に関する議論はできない。しかし、Fig. 3-44の結果から、巡航時等の剥離の無い条件においては、2章で紹介した推算手法 [6] は、風洞試験とほぼ同等の精度でVGの付加抵抗を推算できると考える。

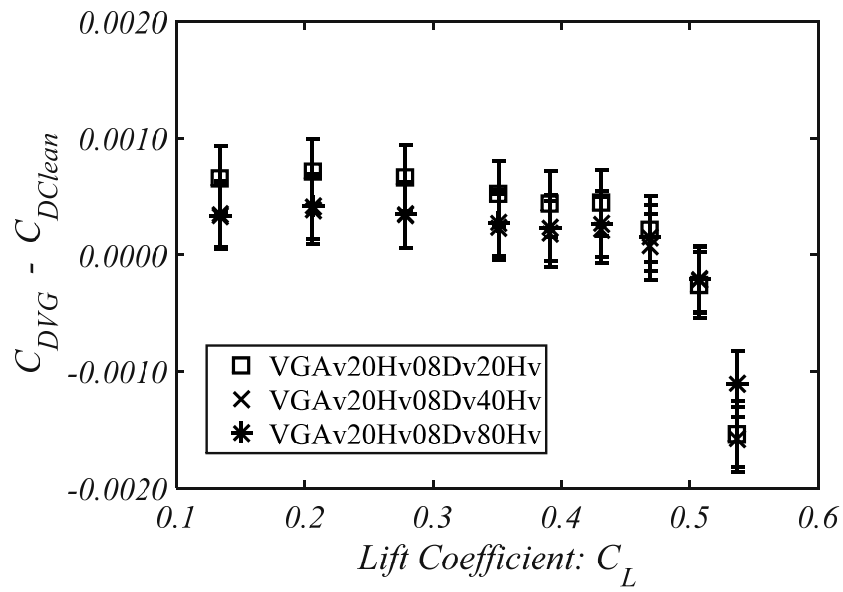


Fig. 3-43 揚力係数に対する VG の有無による抵抗係数の差

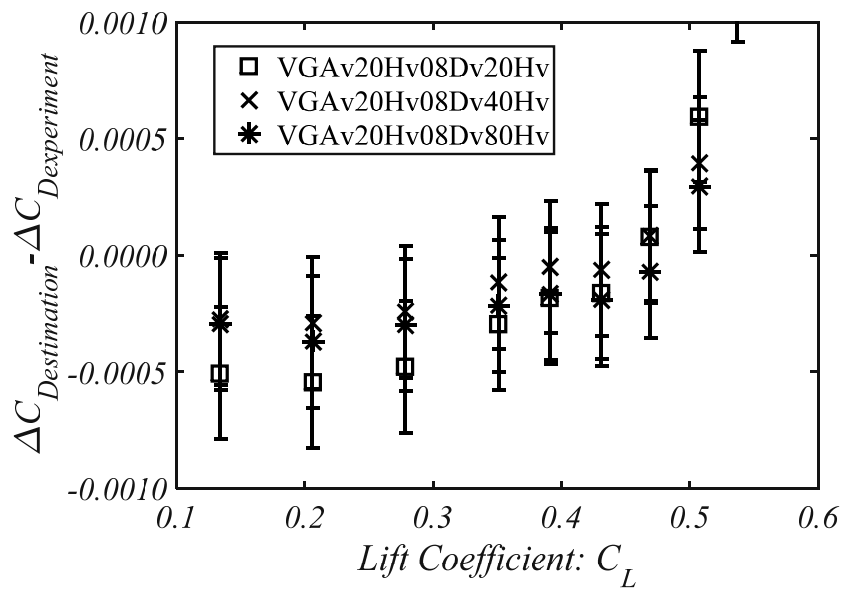


Fig. 3-44 揚力係数に対する VG の付加抵抗の推算値と実測値の差分

3.3 結論

風洞実験では、80% NASA CRM を用いて、VG の基本特性から、そのパラメータの VG の効果に対する影響を調査し、設計指針の妥当性を示した。本風洞実験の結果として、最も重要であることは、後退角のある翼と後退角のない翼では、VG の効果の範囲が大きく異なるということである。80% NASA CRM では、隣り合う VG の間隔が VG 高さの 80 倍まで VG の効果が明瞭に現れた。これは、後退角のない 2 次元翼 (2D-CRM) で VG が効果を発揮する間隔に比べて、10 倍近く広い。また、このように後退角のある翼で VG が有効に働くのは、VG の前縁が翼端を向く Toe-Out VGs に限られることも、Toe-In VGs の結果から明らかとなった。これは、VG の作る縦渦と横流れの向きの関係が VG の効果を考える上で極めて重要であることを示している。VG の角度の影響は、本試験の範囲では非常に小さく、設計指針で示した角度の範囲で VG の取り付け角度を選択すれば大きな問題がないことを確認した。VG の高さについては、速度境界層厚さ (δ) の 1.5 倍から 2 倍程度までは、良好な効果が得られることを確認した。VG は剥離の開始点を抑制することにより、最も効果を発揮する。このことは、VG のスパン位置を大きく変えた 2 つのケースの比較から明らかになった。設計指針の前半の工程で、剥離位置を重要視した理由はこれで説明が付くと考える。最後に最内舷の VG の調整の重要性を示した。この最内舷の VG は条件によってはわずかに 1 枚追加または外しただけで空力性能に大きな変化を及ぼす。最終工程で注意深く調整しなければならないものである。エンジンナセルは本ケースにおいては、剥離を抑制する方向に働いた。エンジンナセルと最内舷の VG は多くの場合干渉することが多い。VG の設計の最終工程においては、この二つを考慮することが重要と考える。最後に VG の負の側面である付加抵抗について示した。VG なしの場合に剥離のない条件では、本試験での VG の付加抵抗は 10 カウント未満であった。また、剥離が発生する条件では、VG の剥離抑制効果が VG の付加抵抗を上回るため、抵抗係数は低下した。主翼の元々の剥離状態によっては、VG を設置することで全体の抵抗が減る場合もあることを示した。VG の付加抵抗の見積もりには、2 章で紹介した推算手法が有効であることを示した。

4章 CFD 解析

前述のように、JAXA での VG による衝撃波剥離抑制効果は、CFD 解析と風洞実験の両方で 2 次元遷音速翼を用いてまず行われ [1]、次いで 80% NASA CRM 模型を用いた 3 次元翼で確認した。この中で、2.2.6 節で述べた「VG 渦の横流れ流巻き込み効果」により、VG 効果は主翼後退角に大きく依存し、後退角が大きいほど VG による剥離抑制効果は大きく、VG 間隔が大きくとれるであろうことが示された。この仮説を検証するために、後退角を数通りに設定した無限後退翼上での VG による効果を CFD 解析により明らかにした。またこの CFD 解析結果は、既存の 2 次元 (後退角 0°) および 3 次元 CRM (後退角約 30°) 風洞実験結果と比較できる部分については定性的に一致することを確認した [34]。

本章では VG 効果の議論を円滑にするために、この無限後退翼の話題を既報 [34] から特に重要な部分を抜き出す形で紹介する (4.1 節)。その後、NASA CRM 模型を用いた 3 次元翼上の VG 効果の解析結果について述べ、3 章で示した実験値との比較も示す (4.2 節)。

4.1 遷音速無限後退翼

4.1.1 解析の対象と条件

無限後退翼 (準三次元) 解析では、NASA CRM 模型の主翼 65% スパン断面を取り出して二次元翼型を定義したものを用いた [35]。後退角がない場合には、解析条件は異なるが、既報 [34] で用いた翼と一致する。翼の後退角は一樣流の向きを変えることにより表現し、各後退角において、翼上に VG を取り付けたものと、参照用として VG なしのを解析対象とした。Reynolds 数は第 4 回と第 5 回 AIAA Drag Prediction Workshops [36] での CRM の解析条件 $Re_{3D} = 5 \text{ M}$ を元に、翼弦長の違いと後退角により主流 Mach 数 M_∞ が異なるため、 $Re_{2D} = Re_{3D} (c_{65\%} / c_{mac}) \cos(\Lambda_{c/2}) = 3.19 \text{ M}$ を用いた (ただし、50%コード位置における三次元 CRM 主翼後退角 $\Lambda_{c/2} = 31.5^\circ$)。

以下の後退角 Λ を変えた 5 つのケース (以後、ケース 1 から 5 と呼ぶ) で流れ場の比較を行った。VG を toe-out で設置したケース 1 から 4 を主要なケースと位置付け、VG と主流のなす角はそれらのケースでは $30^\circ (= A_v = \Lambda + A_{v\perp})^5$ である。後退角が大きくなると前縁に対する相対的な角度 $A_{v\perp}$ は小さくなる。ケース 5 は $A_v = -30^\circ$ とし、toe-in で設置した場合の例として取り上げた。衝撃波を形成するのは前縁直角成分の流れになるため、 $M_\infty = M_0 / \cos \Lambda$ ($M_0 = 0.725$) とし、翼前縁と直交する方向の主流 Mach 数がどのケースでも M_0 となるようにした。

1. $\Lambda = 0^\circ, A_{v\perp} = 30^\circ, M_\infty = 0.725$

⁵ A_v をどのケースでも 30° としたことで、主翼後退角が大きいほど横流れが大きくなるため、VG 取り付け位置での局所流れ方向に対する VG 取り付け角度は小さくなる。これが後退角の大きさよりも VG 効果改善に寄与しているのではないかという疑念が生じ得る。ここでは省略するが、選択した VG 取り付け角度の範囲では、後退角の大きさの方が VG 効果に顕著な影響を与えることを [34] で示している。

2. $\Lambda = 10^\circ, A_{v\perp} = 20^\circ, M_\infty = 0.736$
3. $\Lambda = 20^\circ, A_{v\perp} = 10^\circ, M_\infty = 0.772$
4. $\Lambda = 30^\circ, A_{v\perp} = 0^\circ, M_\infty = 0.837$
5. $\Lambda = 30^\circ, A_{v\perp} = -60^\circ$ (toe-in), $M_\infty = 0.837$

無限後退翼前縁に対する VG 取り付け角と流れの向きとの関係は、4.1.4.2 節において解析結果を示す際に模式的に載せている。

4.1.2 格子生成

無限後退翼には Pointwise Gridgen で作成したマルチブロック構造格子を用いた。周期境界条件を与える側壁の間に CRM 二次元翼周りの格子を作成した (Fig. 4-1)。計算格子の中には VG を 1 枚だけ配置し、VG 周りに十分な格子点数を配置した。構造格子は取り付け角が異なる VG ごとに作成したが、各々 1,209 ブロックから成り、格子点数は約 55 M であった。格子依存性に関しては [34] にて検討しており、本格子レベルで十分であることを確認している。

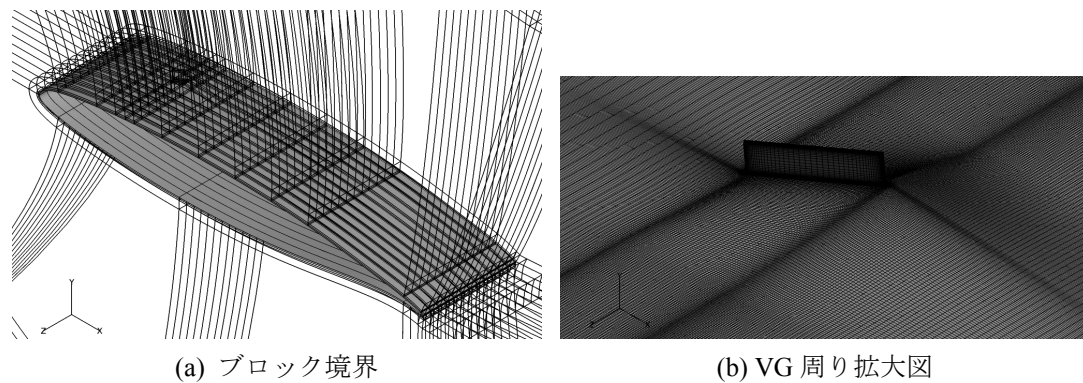


Fig. 4-1. CRM 二次元翼周りの構造格子

4.1.3 CFD 解析コード

3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式ソルバーとして、JAXA 航空技術部門で開発されているセル中心型有限体積法によるマルチブロック構造格子ソルバーである UPACS を用いた [37, 38]。乱流モデルは、渦中心領域の過大な渦粘性の生成を減らす修正を施した Spalart-Allmaras (SA) 1 方程式モデル SA-noft2-R ($C_{rot} = 1$) を用いた (乱流モデル表記に関する詳細は [39])。後述の非構造格子ソルバー TAS コードと同じく、近似 Riemannian 解法による風上法であり、対流項は MUSCL による 2 次精度、時間積分は近似 Gauss-Seidel 法を用いている。

4.1.4 解析結果

4.1.4.1 VG がない場合の流れ

VG による効果を議論する前に、Fig. 4-2 に VG がない状態での前縁垂直断面の翼周り Mach 数分布を示す。一般的に用いられる主流に対して垂直な断面ではなく、前縁垂直断面のため、後退

角が変わっても同一断面であることに注意されたい。 $\Lambda = 0^\circ$ でも $\Lambda = 30^\circ$ でも、迎角が 2° から 4° になると衝撃波が強くなり、また位置は前進している。 その背後ではじまる境界層剥離も大きくなるのが分かる。 また、後退角を 0° から 30° に増やした際、迎角は同じでも、前縁垂直断面の迎角成分は増える。 そのため、 $\Lambda = 0^\circ$ の場合と比べて、 $\Lambda = 30^\circ$ では衝撃波剥離の存在しない低迎角ではやや下流に衝撃波が移動する。 $\alpha = 4^\circ$ になると、前縁垂直断面の迎角は 4.6° となり、逆に衝撃波は上流に移動している。 なお、前縁垂直断面での迎角を合わせた場合には、横流れ成分のためにわずかに境界層は厚くはなるが、衝撃波位置はほとんど影響を受けない。

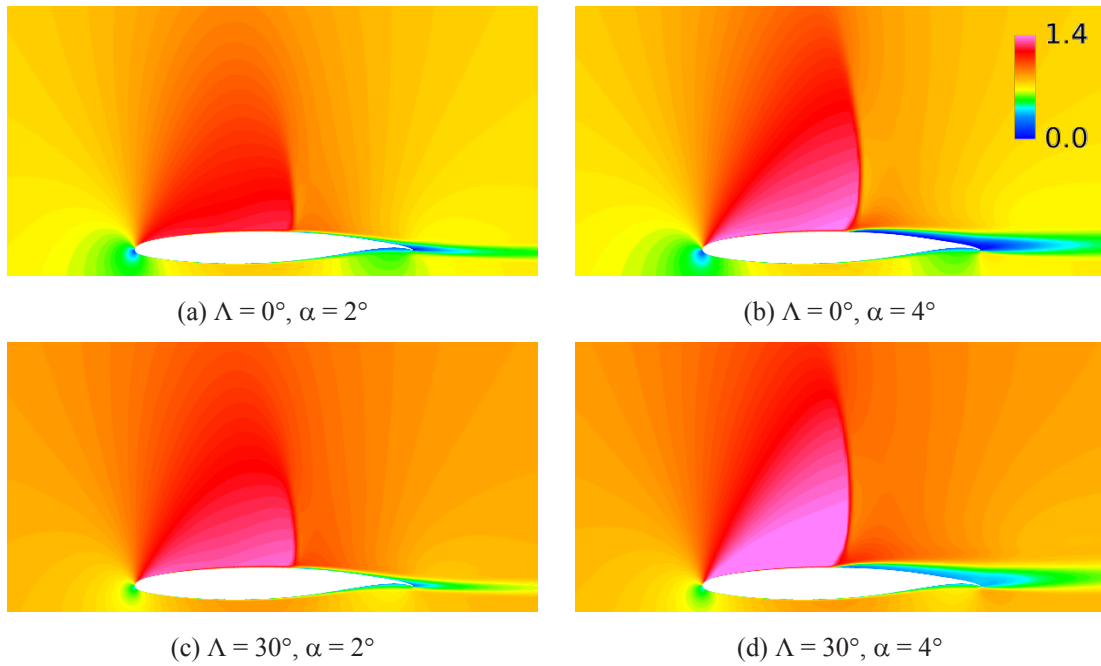


Fig. 4-2. CRM 無限後退翼周りの流れの Mach 数分布 (前縁垂直断面での切り出し)

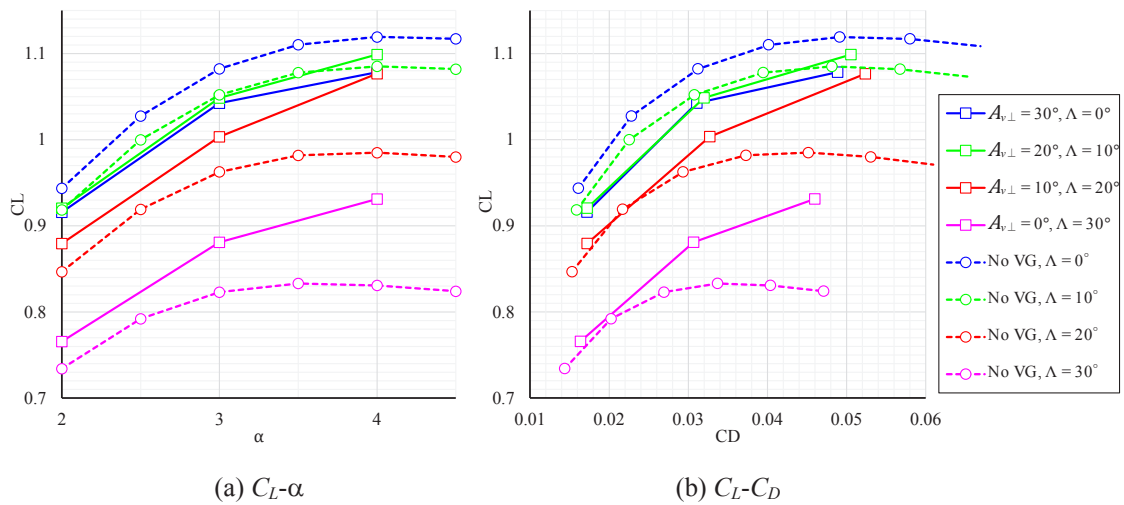


Fig. 4-3. CRM 無限後退翼の VG 有無での空力係数の比較

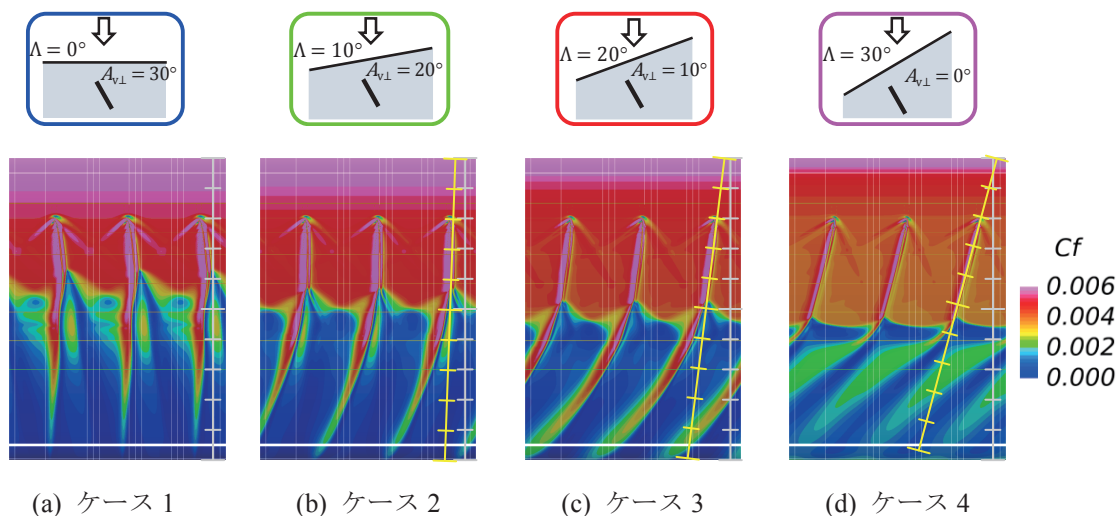


Fig. 4-4. 二次元 CRM 無限後退翼上面 C_f 分布 (VG あり, $\alpha = 4^\circ$): 灰色と黄色の目盛りはそれぞれ x/c_\perp 位置と渦に垂直な断面位置 (n_m/c_\perp) 確認用である。

4.1.4.2 VG 有無による空力係数の比較

VG による効果を確認するため, Fig. 4-3 に VG の有無での翼の空力係数のグラフを示す. 同じ後退角 (同色) での VG あり (実線) と VG なし (点線) に注目すると, 後退角がないケース 1 の場合には VG 搭載により空力性能が落ちてしまっている. VG により空力係数が明らかに改善しているのは $\Lambda > 10^\circ$ の場合である.

どのような現象が起きているのか確認するため, VG 有無の違いがよく表れている $\alpha = 4^\circ$ に注目する. Fig. 4-4 では VG を搭載した状態の翼上面の表面摩擦係数 (C_f) 分布を示す. C_f 分布の色のスケールはどれも同じである. 注意点として, 実際の翼弦長は $c = c_\perp / \cos \Lambda$ であるが, ここでは VG 効果と (垂直衝撃波による) 境界層剥離位置を比較することを優先し, 各図中の小図の視点は同じとしてある. 実際の主流方向と VG 取り付け角の関係は Fig. 4-4 のグラフでの後退角を示す色で囲まれた模式図を参考にされたい. また各図の白線はマルチブロック境界を表している. 各小図でスパン方向に VG 3 枚が並べられているが, 実際の計算領域は幅が $1/3$ で $D_v/H_v (= 40)$ に対応し, 前述の通り VG 1 枚だけが含まれている. またここで示している翼は三次元形態では左舷をモデル化したものであり, (解析上は無限翼ではあるが) 左側が翼端側となる. 参考のため, Fig. 4-5 に VG がない状態の翼上面の C_f 分布を示す.

迎角及び前縁直角成分の Mach 数が同一でも, 後退角が大きいほど xy 平面上で考えた場合の迎角 $\tan^{-1}(\tan \alpha / \cos \Lambda)$ は大きくなるため, VG なしの場合の Fig. 4-5 で見られるように, 後退角が大きいほど境界層が剥離しやすく, 衝撃波は上流に存在する. しかし興味深いことに, Fig. 4-4 の VG ありの条件では, 後退角が大きいほど衝撃波剥離が抑えられ, 衝撃波は下流に存在している. 後退角が大きいほど VG 効果が高いことが分かる. さらに, Fig. 4-4 (a) と Fig. 4-5 (a) の後退角がないケース, Fig. 4-4 (b) と Fig. 4-5 (b) の $\Lambda = 10^\circ$ のケースをそれぞれ比べた場合, VG の装着

が境界層剥離を促進していることが分かる。これは Fig. 4-3 で VG 搭載が逆効果になってしまっている理由をよく説明している。よって後退角が小さな翼の場合、不用意に大きな間隔で VG を搭載できない。

次に空間での渦の挙動であるが、可視化する断面がすべて $x = \text{const.}$ 面では、後退角が異なる翼間での比較が正当にできない恐れがある（後退角が大きい場合、渦に巻き込まれる境界層部分を $x = \text{const.}$ 面では過大に評価する可能性がある）。そこで可視化結果からまず垂直衝撃波に至るまでの渦の流れ方向を割り出し、それを直線とみなして xz 平面に投影した方向を n_m 軸として（ここで m はケース番号）、 $n_m = \text{const.}$ 面における比較を行うこととする。これらの軸は Fig. 4-4 に黄色で示されているが、 $n_1 = x$ （実際には x 軸と一致していないが、便宜上このように定義する）、 $\cos^{-1}(n_2 \cdot x) = 1.74^\circ$ 、 $\cos^{-1}(n_3 \cdot x) = 7.45^\circ$ 、 $\cos^{-1}(n_4 \cdot x) = 14.7^\circ$ であった。ただし、視点はどれも下流側（ $-x$ 方向）から見ている。

Fig. 4-6 から Fig. 4-9 に各ケースの $n_m = \text{const.}$ 面における一様流の値に対して正規化した総圧 (\bar{p}_t) 分布を示す。色のスケールはどれも同じである。範囲は $n_m/c_\perp = 0.25$ から垂直衝撃波付近まで、 0.05 刻みとした。 $\bar{p}_t > 0.99$ の領域は非表示とした。渦度でなく \bar{p}_t とした理由は、境界層内で渦度が高く表示され紛らわしいこと、また単純な可視化法ではマルチブロック境界で渦度の不連続が生じてしまうことによる。Fig. 4-6 (a) と Fig. 4-9 (a) では局所的な流れ方向を矢印で示している。先に述べたように toe-out で VG を配置したため、翼後縁側から見て（以下、縦渦の右側・左側という表現に関しても視点は同様とする）反時計回りの縦渦が VG で発生する。この縦渦効果として興味深い点は、Fig. 2-30 で示したように（ただし渦の向きは反対）、境界層外縁の流れが巻き込まれる渦左側の境界層は薄くなる。境界層低層の流れが巻き上げられる右側では境界層が厚くなることで剥離しやすくなり、VG 効果の副作用が生じている。しかし、後退角が大きくなるほど縦渦に対して左方向への流れ成分が強化され、縦渦の右側の厚くなった境界層を効率的に巻き込むことができる様子が示されている。

流れ場の様子をさらに詳しく見るため、Fig. 4-10 に VG 有無での翼上面 C_f 分布に境界層剥離領域を重ねた図を示す。境界層剥離領域との境界は $\mathbf{v}_\infty \cdot \mathbf{v} \approx 0$ の等値面とし、その面上に y 値の等高線を引いている。ケース 1 (Fig. 4-10 (b)) がいちばん早くに剥離がはじまり、剥離領域は表面のごく近傍付近だけでなく、大きく剥がれていることが分かる。ケース 4 (Fig. 4-10 (n)) では剥離開始位置や高さのスパン方向での変化が少なくなっている。加えて、後退角を変えた時に興味深い点は、ケース 3 とケース 4 の間で流れ場のパターンが突然変化しているように見えることである。ケース 1 から 3 までは共通して、衝撃波との干渉により、渦の右側に衝撃波位置から三角形の剥離領域が発生している。そして、渦の左側の付着領域が下流に長く伸びている。これに対して、ケース 4 では、衝撃波に沿ってスパン方向に衝撃波剥離が広がるが、剥離の発達は小さく抑えられている。また渦の左側の付着領域は拡散して下流に広がっている。

Fig. 4-11 に $\Lambda = 0^\circ$ と $\Lambda = 30^\circ$ の場合について、VG 付近から上流・下流方向に伸ばした流線を示している。先ほど後退角が大きくなるほど縦渦に対して左方向への流れ成分が強化されていると述べたが、Fig. 4-11 でも確認でき、さらに渦中心を低い位置のまま保っていることが分かる。

このような観察から、横流れの速度成分によって、縦渦がスパン方向に流されながら境界層の発達に影響を与えることが、VG効果に対する重要な要因になっている。すなわち、渦の左側では、境界層外縁の運動エネルギーを持つ流体が巻き込まれることで境界層を薄くするという効果とともに、渦の右側で副作用として生じている境界層の必要以上の発達を、横流れの存在のために減らすことができるようになる⁶。

さらに、Fig. 4-10, Fig. 4-11 で示されているように衝撃波下流域では横流れ成分のために、縦渦によって薄くなった境界層がスパン方向に発達するために、広い範囲で境界層剥離の発達を抑え込むことが可能になっている。ただし、衝撃波下流域における剥離抑制のメカニズムを理解するには流れ場が複雑すぎるため、さらなるパラメトリックな検討が必要と思われる。既報 [34] ではさらに図を追加して VG 有無での流れ場を分析しているが、最終的に 2.2.6 節で述べた VG 渦の横流れ流巻き込み効果について言及している。

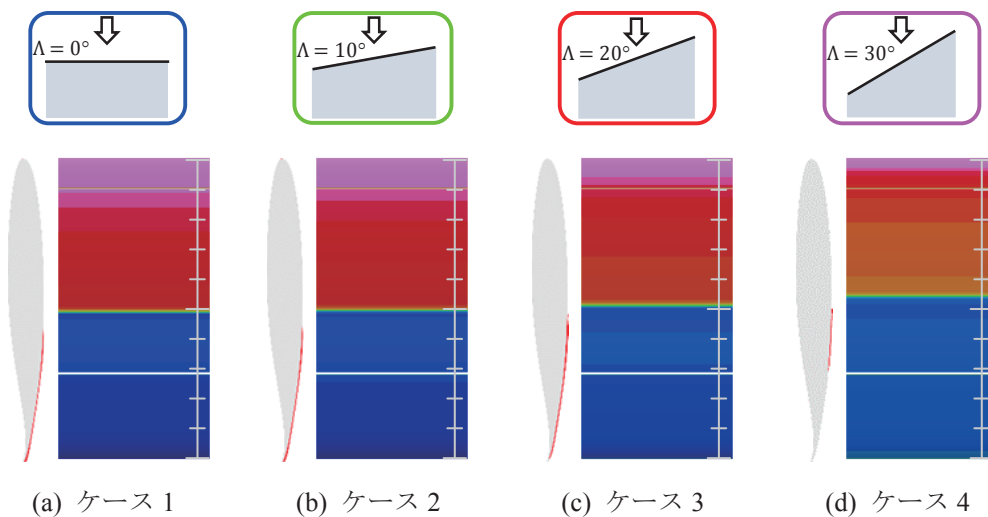


Fig. 4-5. CRM無限後退翼を横から見た場合の剥離位置 (赤線) と表面 C_f 分布 (VGなし, $\alpha = 4^\circ$): 灰色の目盛りは x/c_1 位置確認用である。

⁶ 渦による回転速度と横流れ速度の組み合わせでこのような挙動は決定されるため、後退角に応じて最適な渦の強さ (つまり VG の取り付け角度) が存在することが予想される。

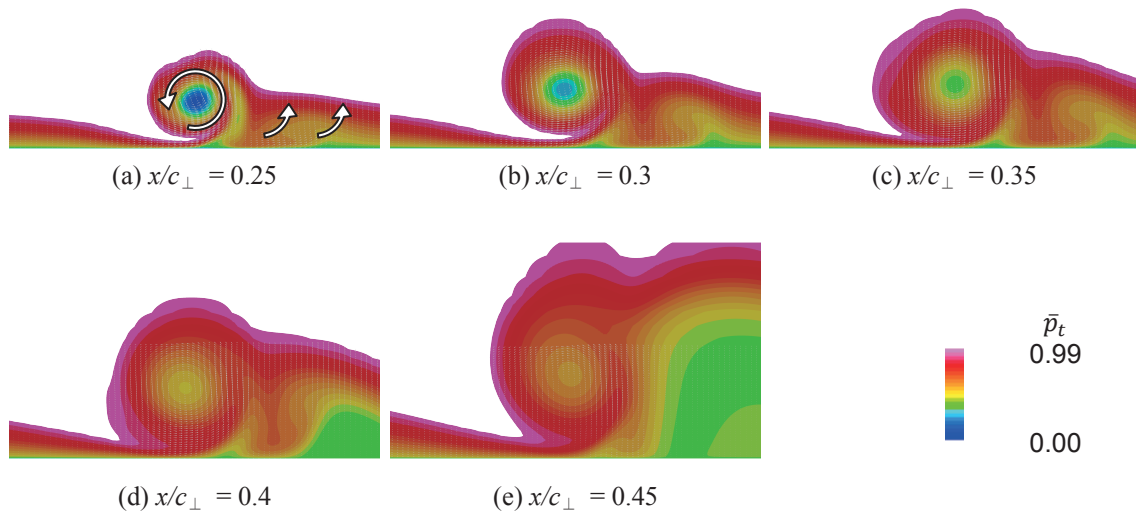


Fig. 4-6. ケース 1 の $x = \text{const.}$ 断面上の \bar{p}_t 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

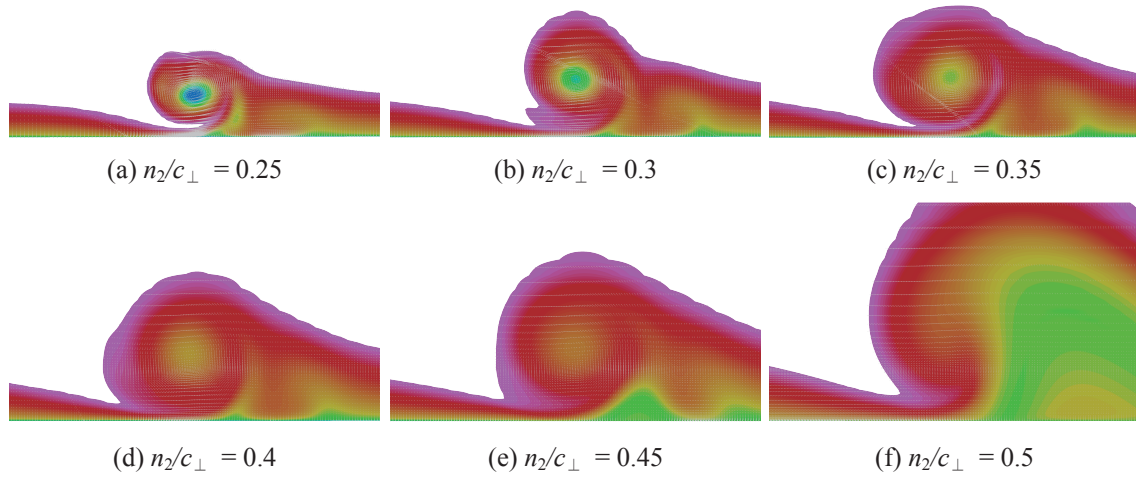


Fig. 4-7. ケース 2 の $n_2 = \text{const.}$ 断面上の \bar{p}_t 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

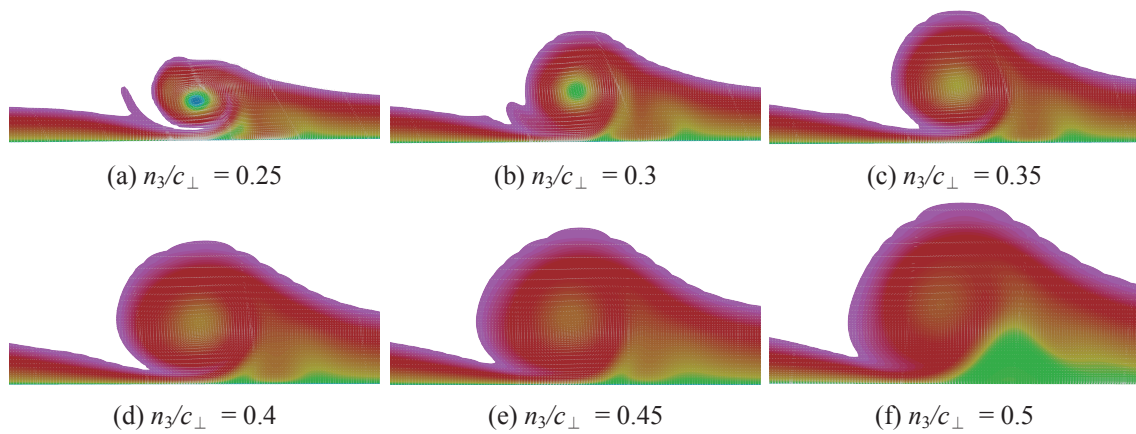


Fig. 4-8. ケース 3 の $n_3 = \text{const.}$ 断面上の \bar{p}_t 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

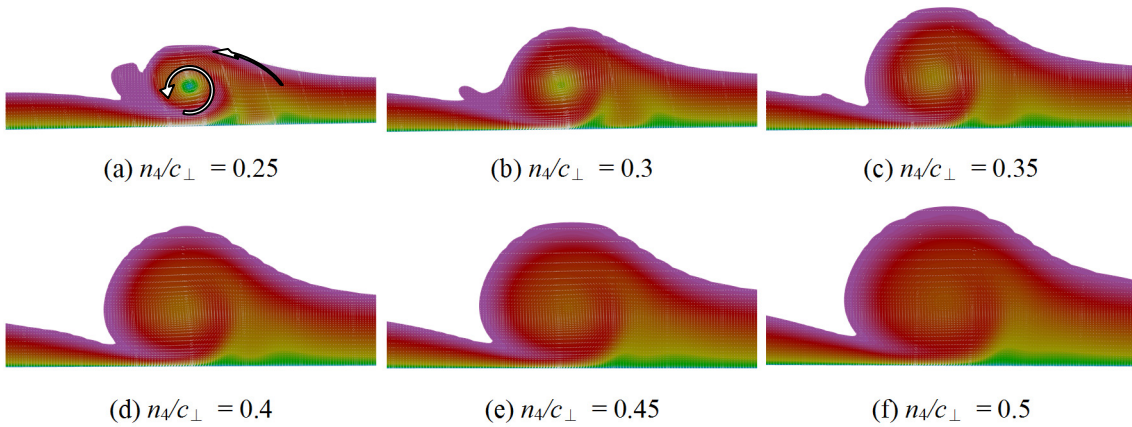


Fig. 4-9. ケース 4 の $n_4 = \text{const.}$ 断面上の \bar{p}_t 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

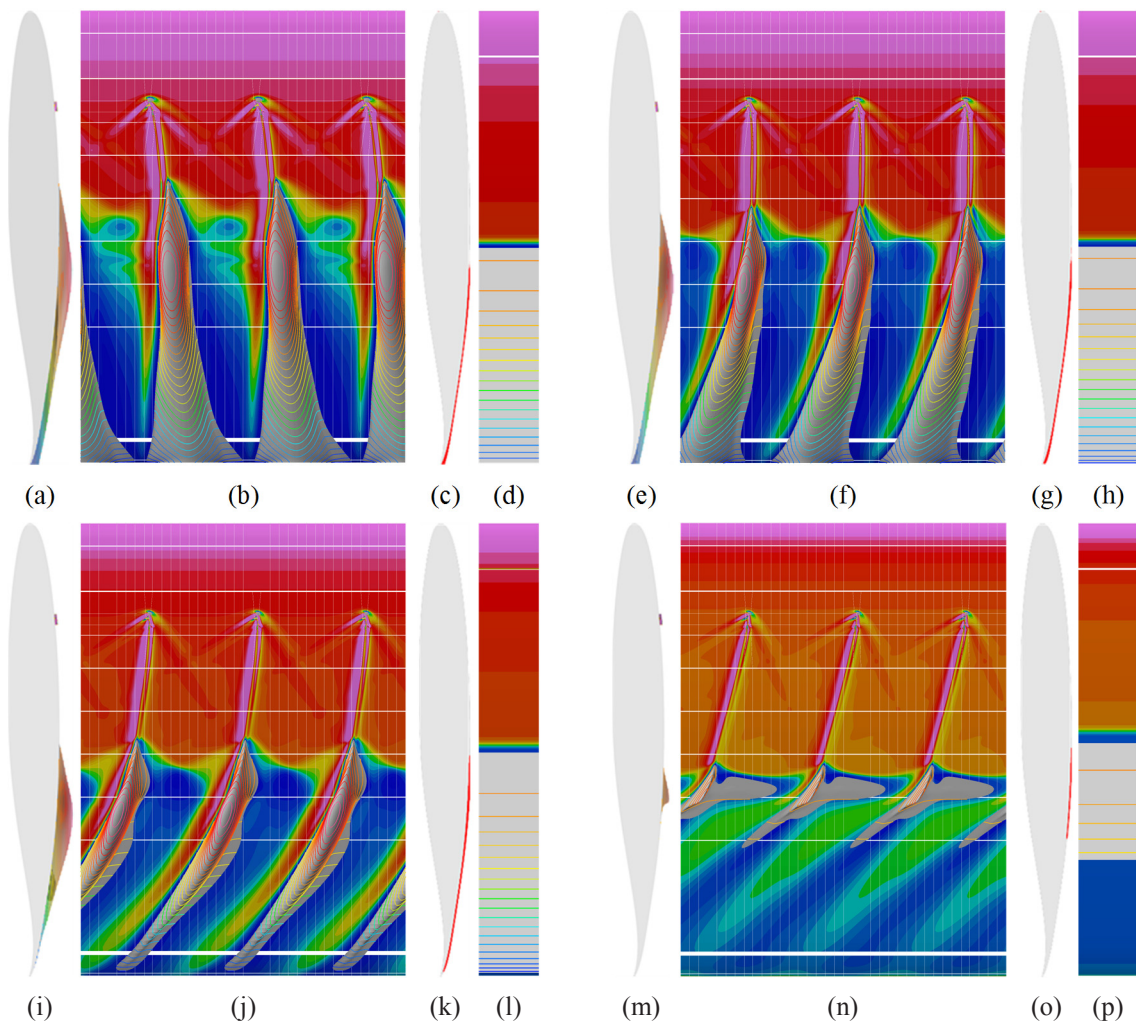


Fig. 4-10. CRM 無限後退翼上面 C_f 分布と境界層剥離領域の比較 ($\alpha = 4^\circ$): (a-d) $\Lambda = 0^\circ$ での VG 有無 ($A_{v\perp} = 30^\circ$); (e-h) $\Lambda = 10^\circ$ での VG 有無 ($A_{v\perp} = 20^\circ$); (i-l) $\Lambda = 20^\circ$ での VG 有無 ($A_{v\perp} = 10^\circ$); (m-p) $\Lambda = 30^\circ$ での VG 有無 ($A_{v\perp} = 0^\circ$); 各組で翼を横から見た小図と真上から見た小図を載せている。境界層剥離領域境界 (灰色) は $v_\infty \cdot v \approx 0$ の等値面として表し、その面上に y 値の等高線を引いている。VG なしの横から見た小図 c, g, k, o では剥離領域が薄いので赤線で示した。

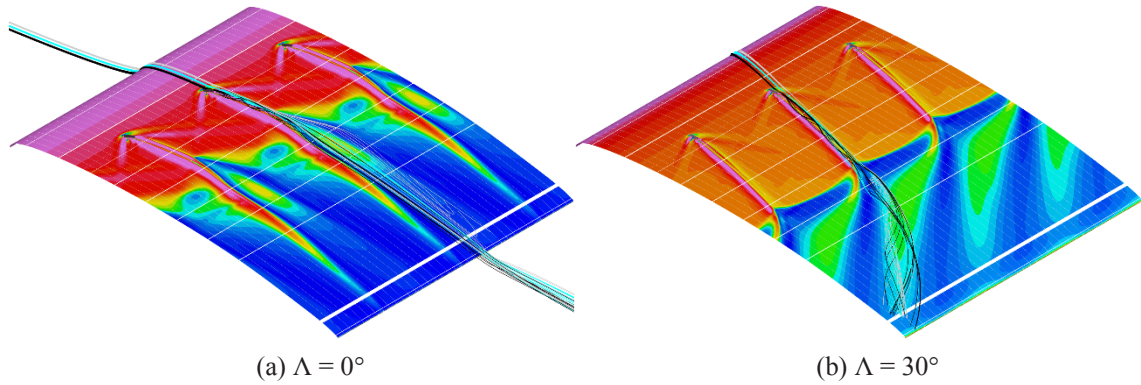


Fig. 4-11. CRM 無限後退翼上面 C_f 分布と VG 右側から上流・下流に伸ばした流線 ($\alpha = 4^\circ$)

4.1.4.3 Toe-in に配置した VG 有無による空力係数の比較

$\Lambda = 30^\circ$ の無限後退翼上で、VG を toe-in に配置したケース 5 での翼の空力係数のグラフを、toe-out に配置したケース 4 の結果と比較した形で Fig. 4-12 に示す。Toe-out に配置したケース 4 では十分な VG 効果が得られることを前節で示したが、toe-in にした場合、「VG 渦の横流れ流巻き込み効果 (2.2.6 節)」が得られないため、逆に衝撃波剥離を促進し、VG なしの場合よりも空力係数が低い結果になっている。ケース 4 とケース 5 の $\alpha = 4^\circ$ における表面 C_f 分布を Fig. 4-13 で比較すると、ケース 5 では上流で衝撃波剥離を起こしているが、その位置は VG なしの場合とほぼ同じである。

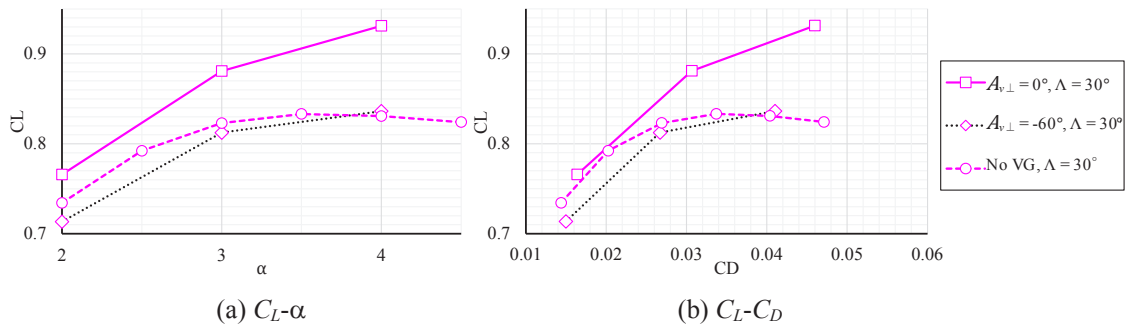


Fig. 4-12. CRM 無限後退翼の toe-out, toe-in VG 有無での空力係数の比較

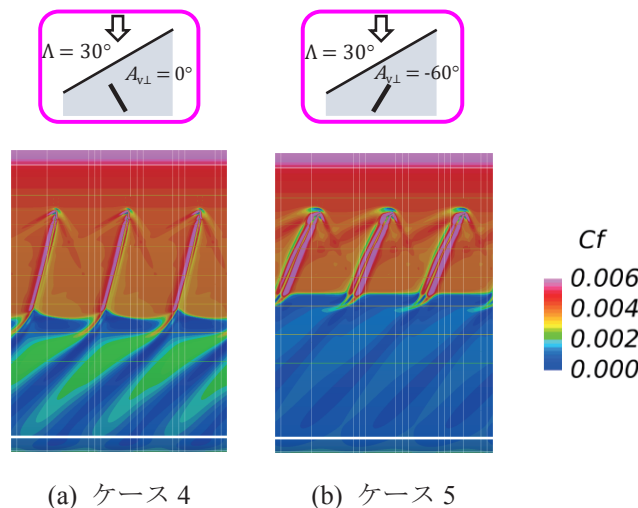


Fig. 4-13. 二次元CRM 無限後退翼上面 C_f 分布 (VG あり, $\alpha = 4^\circ$): (a)は Fig. 4-4 (d)の再掲である。

4.2 80% NASA CRM 模型

本節ではまず、解析の対象と条件について、3章「風洞実験」と重なる部分が多いが、簡単に確認する(4.2.1節)。その後、CFD解析に必要な格子生成(4.2.2節)、解析コード(4.2.3節)について述べる。解析結果はVGなし形態をまず取り上げ、VG設計パラメータを決めるために実施した解析も紹介する(4.2.4節)。続いて3章と同じ順番で、VGの各パラメータのVG効果に対する影響について述べる(4.2.5節「間隔の影響」、4.2.6節「取り付け角の影響」、4.2.7節「高さの影響」)。スパン方向位置の検討については[40]を参照されたい。

4.2.1 解析の対象と条件

形状は3.1.1節で述べている水平尾翼(舵角 0°)付き80% NASA CRM 模型であるが、流れの対称性を仮定した半裁形状を用いる(Fig. 4-14)。一様流の条件は風洞実験(Table 3-5 参照)に合わせて $M_\infty = 0.85$, $Re = 2.27 \text{ M}$ とした。迎角は巡航迎角付近である 2° から最大 6° まで、 1° 刻みで解析を行った。VG設置パラメータは3章のTable 3-3で示した通りであるが、VG設置位置は20%コード付近、VG取り付け間隔は $D_v/H_v = 20, 40$ 及び80の3つを試した(4.2.4節)。本報告書では順番が前後するが、その他のVGパラメータを決める際には2.1.7節で述べた通り、VGなし形態(クリーン形態)にて予めCFD解析を実施して得られた流れ場情報を参考にしていたので、4.2.4節で述べる。

なお、解析対象とした $\alpha \geq 2^\circ$ では、風洞実験で必要となる模型支持装置(3.1.1節参照)が流れ場と干渉し、ブロッケージにより主翼上面の衝撃波を前方に若干移動させるなどの影響を与える[40]。本報告書ではVGなし形態と比較したVG搭載形態の衝撃波剥離抑制効果が議論の中心となるため、支持装置の影響についての議論は行わず、詳細は省く。

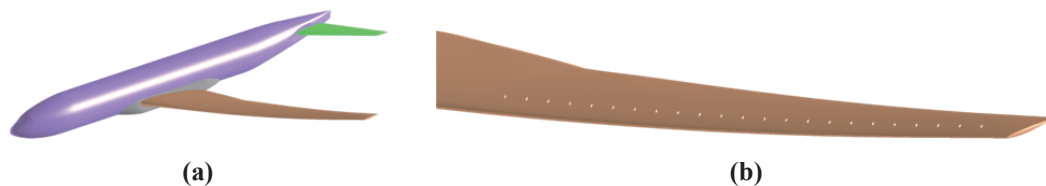


Fig. 4-14. 80% NASA CRM 模型: (a) クリーン形態; (b) 主翼上面へのVG設置例

4.2.2 格子生成

三次元 CRM 周りには格子生成が容易な非構造格子を使い、格子生成には MEGG3D [41 - 43] を使った。MEGG3D は以下に紹介する通り、VG 周りに歪みが少ない要素を十分配置することができ、さらに VG の枚数を変えた際に最小限の変更で格子を更新できる。

非構造格子生成法はある程度自動的に格子生成することができるが、出来上がる格子の質が未だに問題になることがある。Suppressed marching direction 法 [41] は二次元、三次元の凹んだ角で要素形状を向上させるために提案された。Fig. 4-15 に簡単な例を用いて示す通り、凹んだ角周りで、従来型の歪んだプリズムまたは六面体要素を配置するのではなく (Fig. 4-15 (a))、歪みが少ない六面体要素を配置することができる (Fig. 4-15 (b))。VG と翼の交線周りも同様な凹んだ角となるが、suppressed marching direction 法を用いることで歪みが少ない六面体を十分配置することができる。

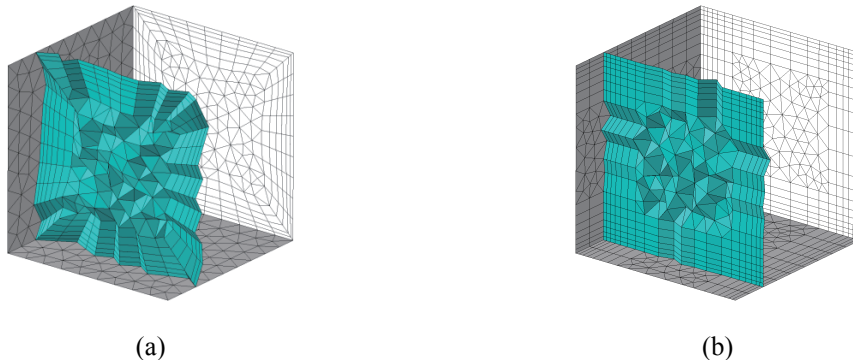


Fig. 4-15. 立方体内部への格子生成: (a) 従来型 advancing layers 法を用いた場合; (b) suppressed marching direction 法を用いた場合

局所格子再生法は同じような形状に対して自動で格子生成するために提案された [42, 43]. Fig. 4-16 に示したように、元ハイブリッド空間格子に対して、後から付加形状を追加することができる。この方法の利点は二つある。1つ目は、元空間格子さえあれば、追加形状をどこへでも自動的に追加することができることである。元空間格子を作成する手間は従来通り必要となるが、その後は入力ファイルさえ用意すれば自動で新しい格子を作成することが可能である。2つ目は、新しい格子を作成する際、元空間格子の大部分の要素はそのまま維持され、追加形状周りの要素だけ自動でくり抜かれて新要素に入れ替わることである。少しの形状変化であっても非構造空間格子を最初から作り直すと全体的に節点配置が微妙に変わってしまい、形状変化に対する妥当な評価が解析結果から行えない可能性を排除できないが、そのような事態を避けることができる。

MEGG3D による、三次元 CRM 形状への非構造格子生成は、VG なし形態に空間格子をまず作成した。格子点数は 59 M であった。ここに VG を局所格子再生法にて追加し (Fig. 4-17)、 D_v/H_v が異なる格子を用意した [44]。解析に主に用いた medium 格子の格子点数は 62 M から 70 M であった。格子依存性に関しては無限後退翼の場合と同様に [34] を参照されたい。マルチブロッ

ク構造格子を用いた無限後退翼と比べ、VG 周りの格子解像度で比較すると三次元 CRM の方が粗いため、より詳細に検討し、本格子レベルで十分であることを確認している。

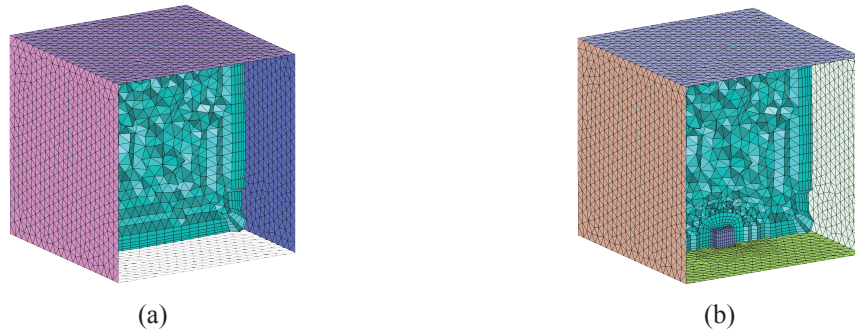


Fig. 4-16. 立方体内部の格子への形状追加: (a) 元空間格子の4面の表面格子と断面; (b) 小さな立方体追加後

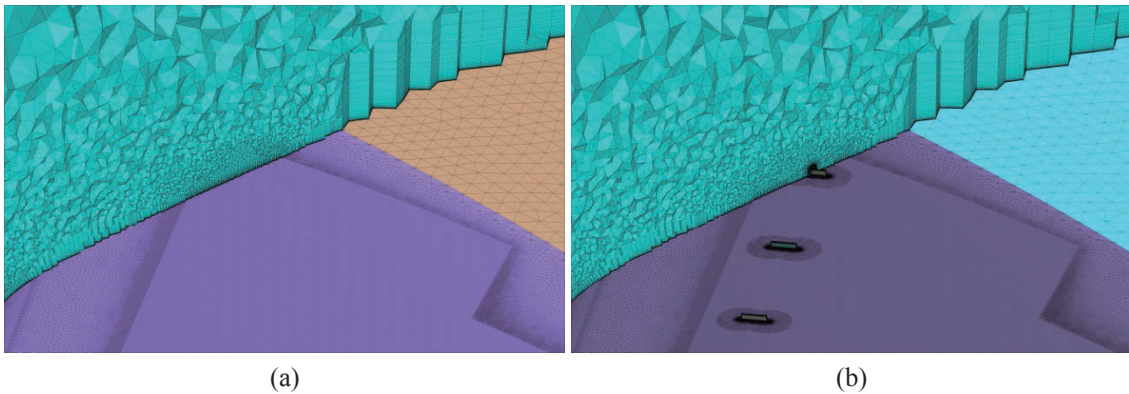


Fig. 4-17. 主翼上面へのVGの追加 (主翼上面 $\eta = 0.37$ の Yehudi break 付近の拡大図, 青緑の面は空間格子断面): (a) クリーン形態; (b) 局所格子再生法によるVG追加

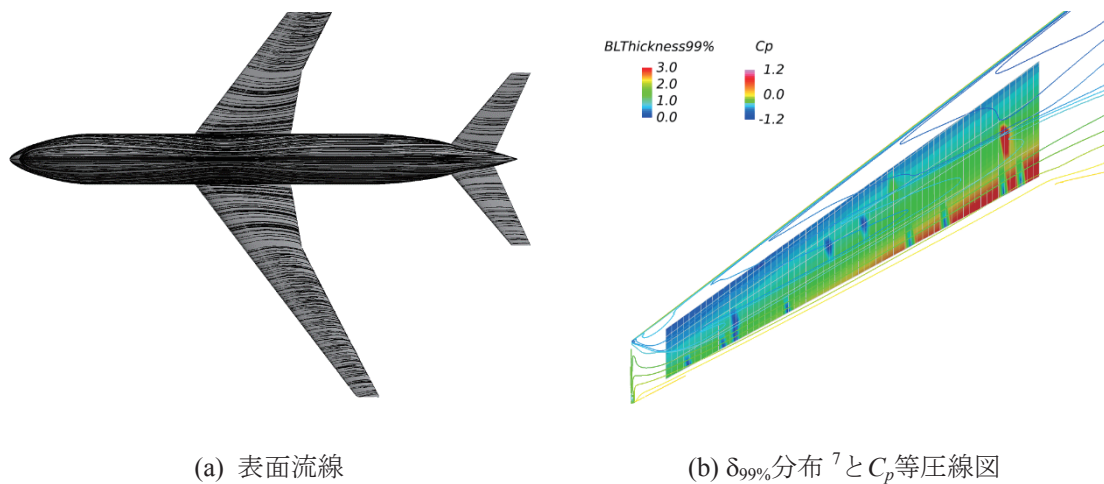


Fig. 4-18. クリーン形態 CFD 解析結果 ($\alpha = 2^\circ$, $Re = 2.27 M$)

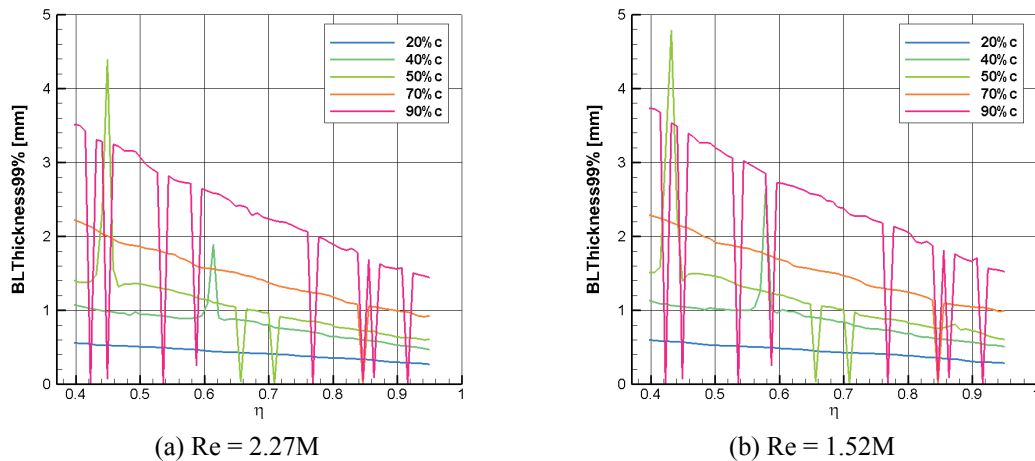


Fig. 4-19. クリーン形態 CFD 解析結果から各コード位置における $\delta_{99\%}$ ($\alpha = 2^\circ$)

4.2.3 解析コード

3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式ソルバーとして、セル節点有限体積法による非構造格子ソルバーである TAS コードを用いた [45]. 4.1.3 節での UPACS と同様に、乱流モデルは SA-nof2-R ($C_{rot} = 1$), 近似 Riemannian 解法による風上法, 対流項は MUSCL による 2 次精度, 時間積分は近似 Gauss-Seidel 法を用いた.

4.2.4 VG なし形態

VG パラメータ決定時には VG 取り付け位置での情報が必要になるため, Fig. 4-18 及び Fig. 4-19 に示す通り, 最初は VG なしのクリーン形態に対して解析を行った. 迎角は巡航迎角付近の 2° とした. 解析後処理により, 模型表面での局所流れ方向を割り出すために表面流線と, VG 高さを決めるために 99%境界層厚さ ($\delta_{99\%}$) 分布を得た. その結果を用いて, 局所的な流れに対して取り付け角 A_v が 20° または 10° (参照用) となるように, 主流に対する取り付け角度を 32.6° または 22.6° とした (4.2.6 節). VG 高さは $H_v = 0.8 \text{ mm}$ 及び 1.2 mm とし, $H_v = 0.8 \text{ mm}$ は 3.1.2 節で述べた通りバフェット抑制に標準的に用いられている値である $H_v/\delta_{99\%} \approx 1.5$ を想定し, $H_v = 1.2 \text{ mm}$ は比較用である (4.2.7 節).

また, 風洞実験で総圧を 120 kPa ($\text{Re} = 2.27 \text{ M}$) から 80 kPa ($\text{Re} = 1.52 \text{ M}$) に変えた影響も CFD にて事前検討を行っている. Fig. 4-19 では $\delta_{99\%}$ に対する影響を調べた結果であるが, Fig. 4-18b で得られた表面上の $\delta_{99\%}$ 分布から各コード位置での値をグラフ化したものである. VG 前縁が位置する 20%コード付近の $\delta_{99\%}$ はどちらの総圧でも $0.4\text{--}0.6 \text{ mm}$ であり, 詳細に見ると 80 kPa 時に

⁷ Fig. 4-18 及び Fig. 4-19 で示される $\delta_{99\%}$ 分布で不連続になっている部分は, 解析後処理の際に $\delta_{99\%}$ となる適切な場所が得られなかったことによるが, 周囲で得られた値を基に補間することで実用上は問題ない.

は 120 kPa 時と比べて 0.02-0.05 mm 程度境界層が厚くなっているが、VG 設置パラメータに対しては大きな影響を与えないことが分かる。

以降の節でVGの作る縦渦と衝撃波や剥離との関係を見るために、まずはVGなし形態での主翼の状態を示す。Fig. 4-20 からFig. 4-24 は実験値と比較する形での $2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$ における主翼断面圧力係数 (C_p) 分布⁸、Fig. 4-25 は主翼上面 C_p 及び C_f 分布である。迎角が大きくなるにつれて主翼上面の衝撃波が強くなるとともに前進し、衝撃波剥離を起こしている様子が分かる。

主翼断面における圧力係数分布では $2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$ (Fig. 4-20 から Fig. 4-22) の範囲で coarse 格子 (格子点数 42 M)、fine 格子 (格子点数 88 M) による結果を比較のために加えている。衝撃波位置でごくわずかな違いは見られるものの、格子密度の違いによる差はほとんどなく、本解析で主に用いた medium 格子 (格子点数 59 M) の妥当性を示している。CFD 解析結果を実験値と比較すると、高迎角時 ($5^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$) の外舷側で若干の例外も見られるが、2つの共通点が見られる。1つ目は、CFD では全体的に衝撃波位置を後方に予測している点であるが、これは本 CFD 解析では風洞試験で使用されている支持装置の影響を考慮していないことが主因と考えられる [40]。本解析で対象とした $2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$ の範囲において、風洞試験では支持装置によるブロッキングの影響により、衝撃波が上流側に移動することが知られている。2つ目は、外舷側で主翼上面の負圧の大きさを過大に予測している点である。これは風洞試験での空力荷重による模型変形を考慮していないためと考えられる。実験手法の 3.1.4 節で述べた通り、本研究の中では主翼変形量を計測していないが、文献 [46]では $\alpha \approx 3^\circ$ での模型変形による空力特性の影響を考察しているので、参考にされたい。風洞実験時には模型変形により翼端ほどねじり下げが大きくなり、模型変形を考慮しないと本解析と同様に実験値との差異を生じている。以上を考慮して、妥当な CFD 解析結果とみなしている。

⁸ CFD 結果は medium 格子での結果が中心と考えているが、coarse 格子及び fine 格子の結果がある迎角ではそれらの結果を重ねて示すことで、衝撃波位置で若干の違いが見られる以外、格子依存性がほとんどないことを示している。本章での実験値は CFD 結果と比較することに主眼を置き、必要に応じて詳細情報を参照できるように run 番号を載せているが、run ごとにシンボルを変えてはいない。後に示す Fig. 4-33 から Fig. 4-35 も同様の考え方で作成している。

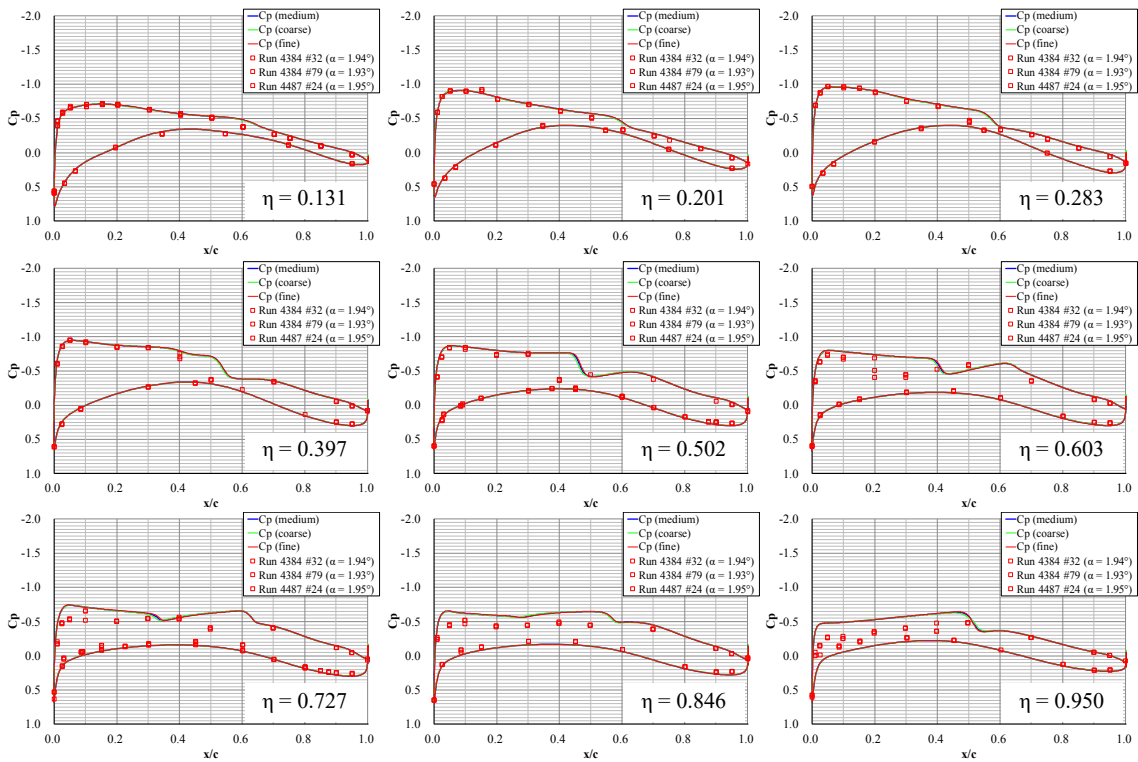


Fig. 4-20. クリーン形態主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 2^\circ$)

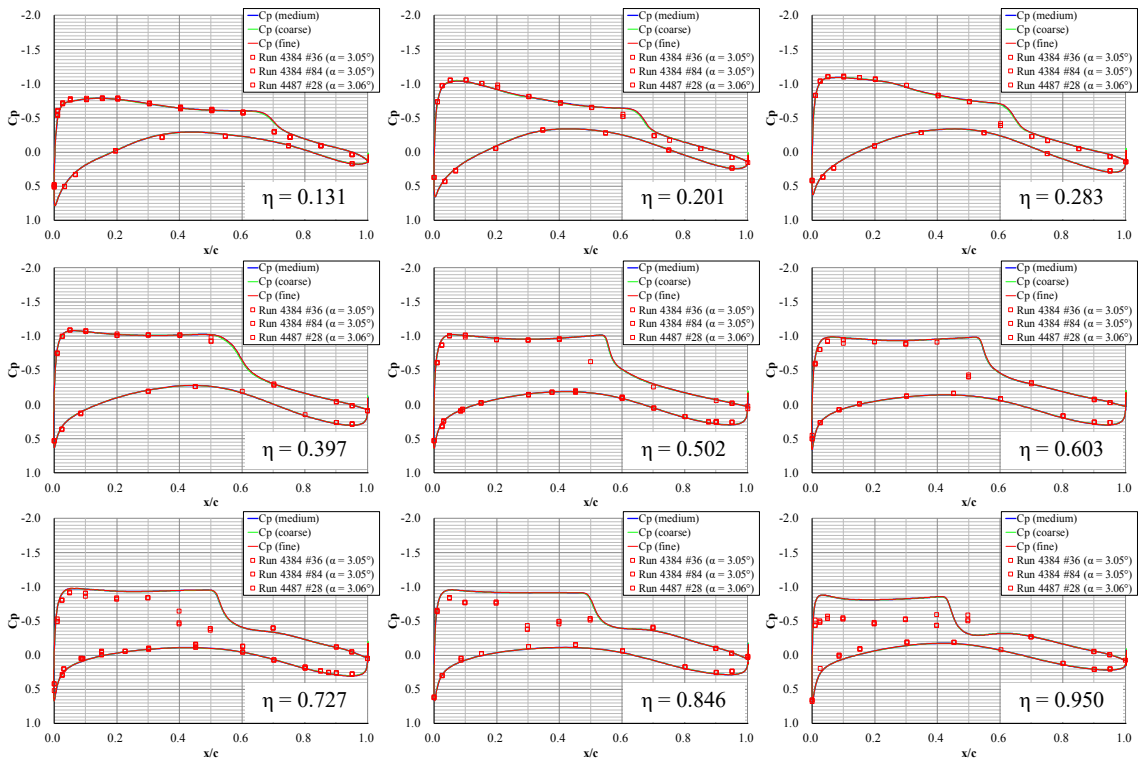
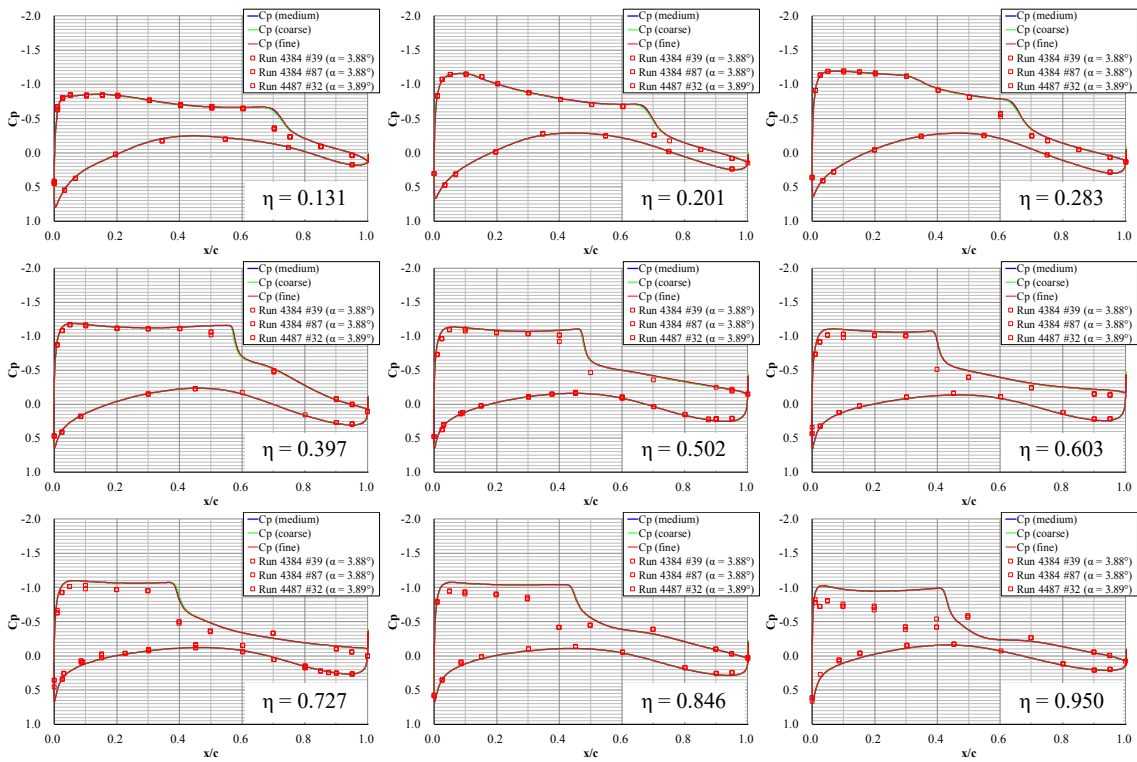
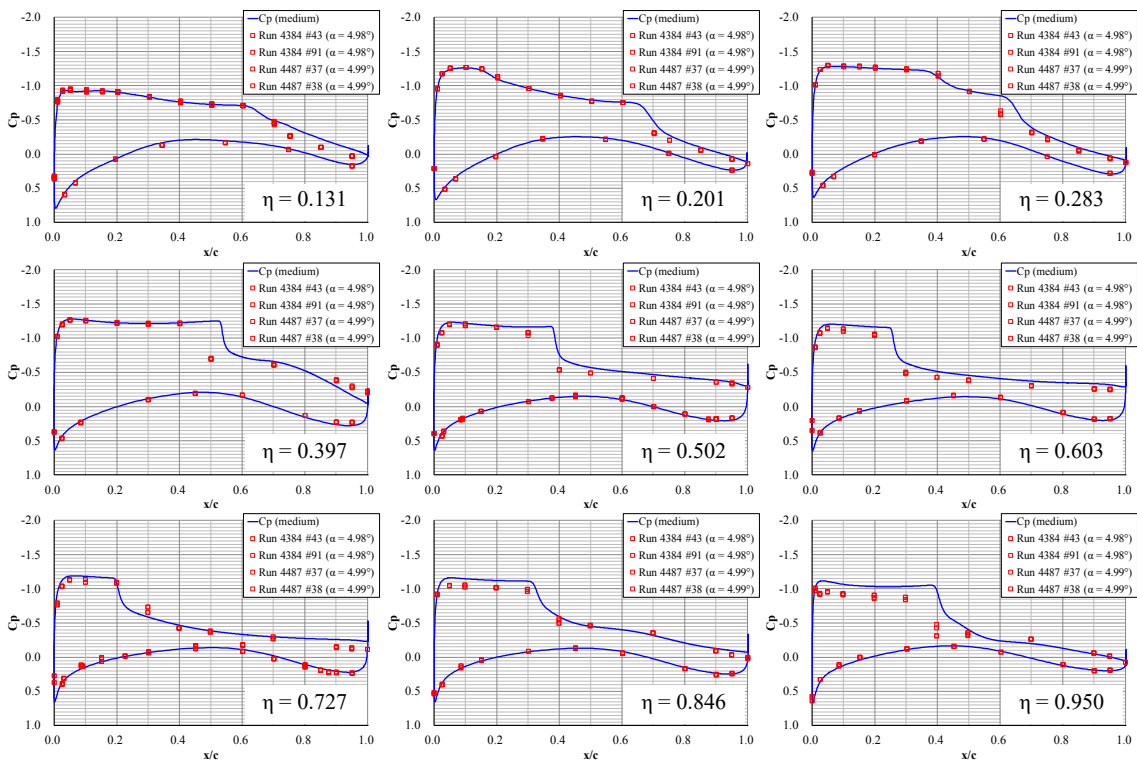


Fig. 4-21. クリーン形態主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 3^\circ$)

Fig. 4-22. クリーン形態主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 4^\circ$)Fig. 4-23. クリーン形態主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 5^\circ$)

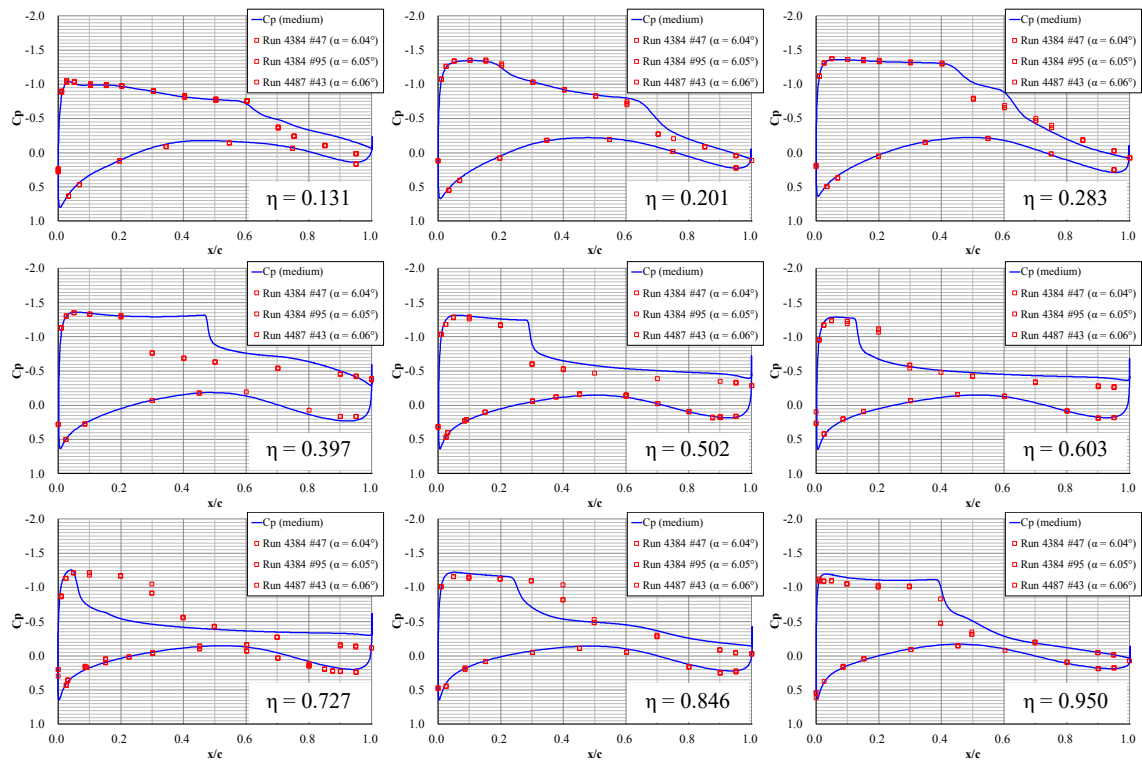


Fig. 4-24. クリーン形態主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 6^\circ$)

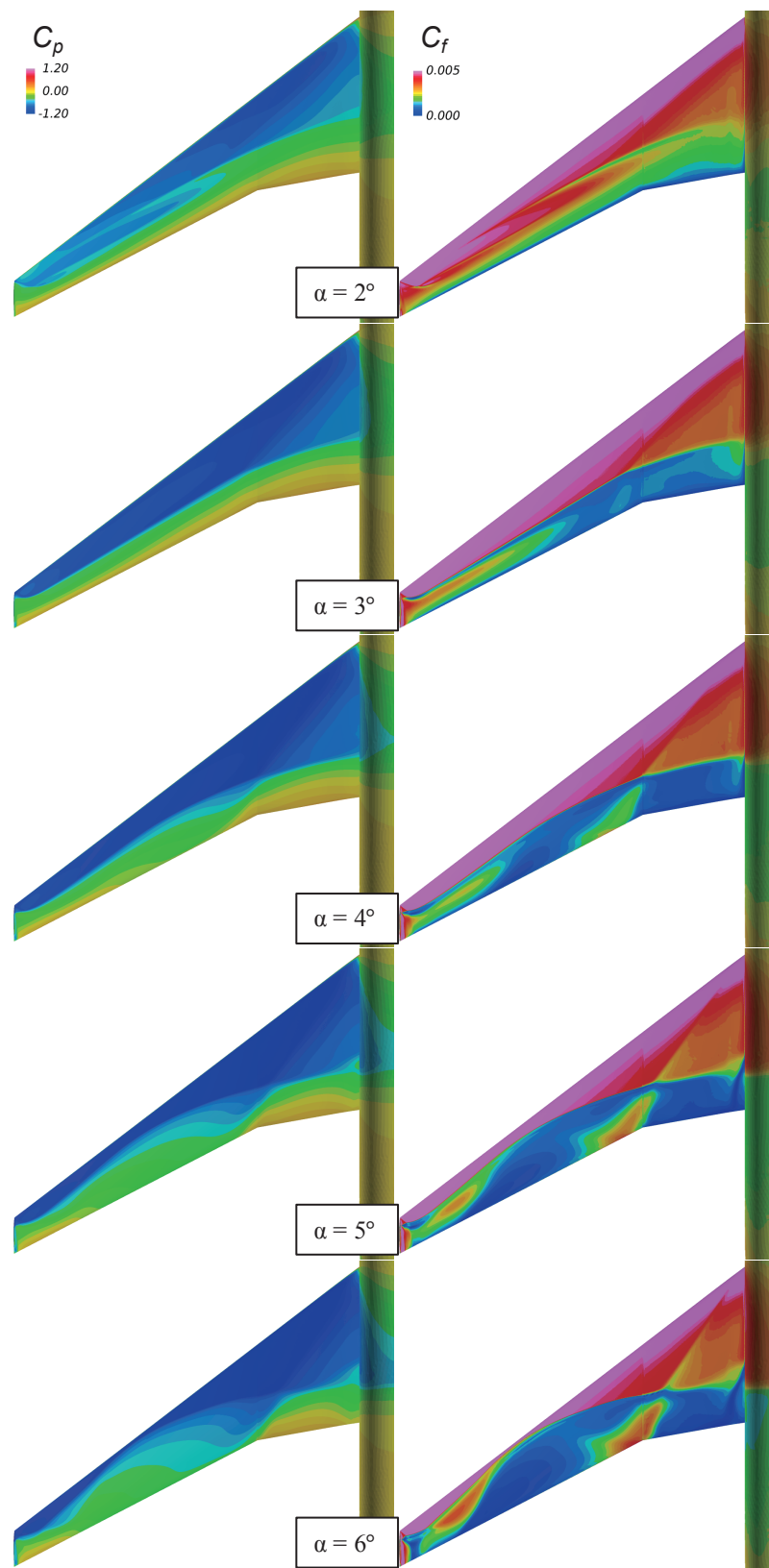


Fig. 4-25. クリーン形態主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$)

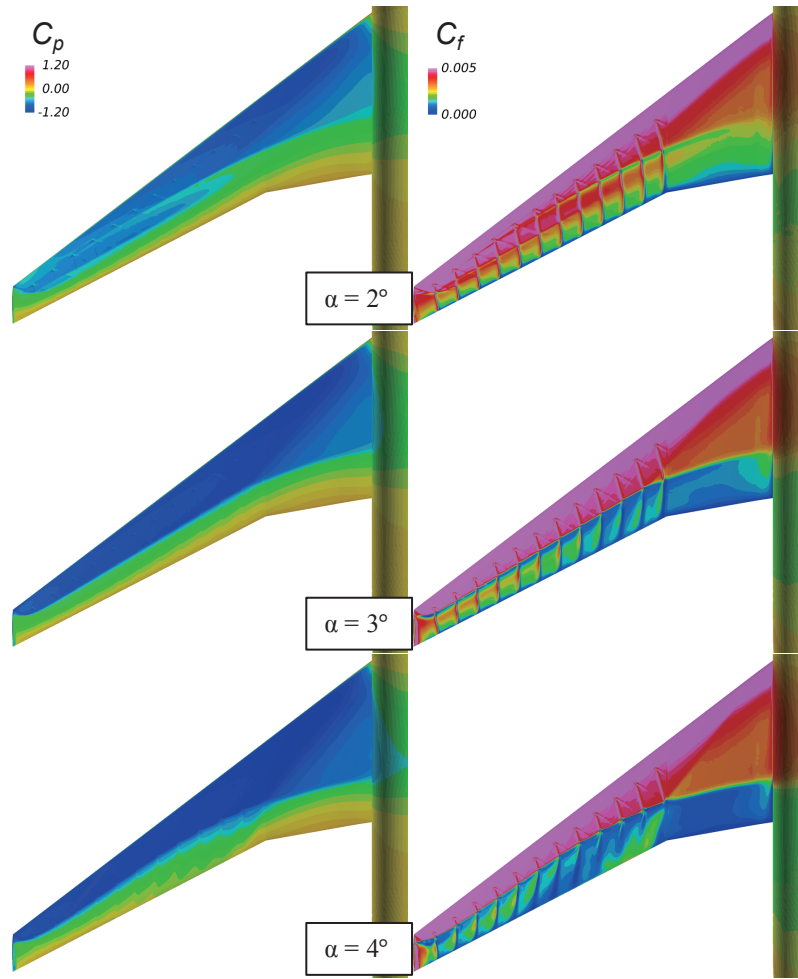


Fig. 4-26. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 10^\circ$, $D_v/H_v = 40$) 主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$)

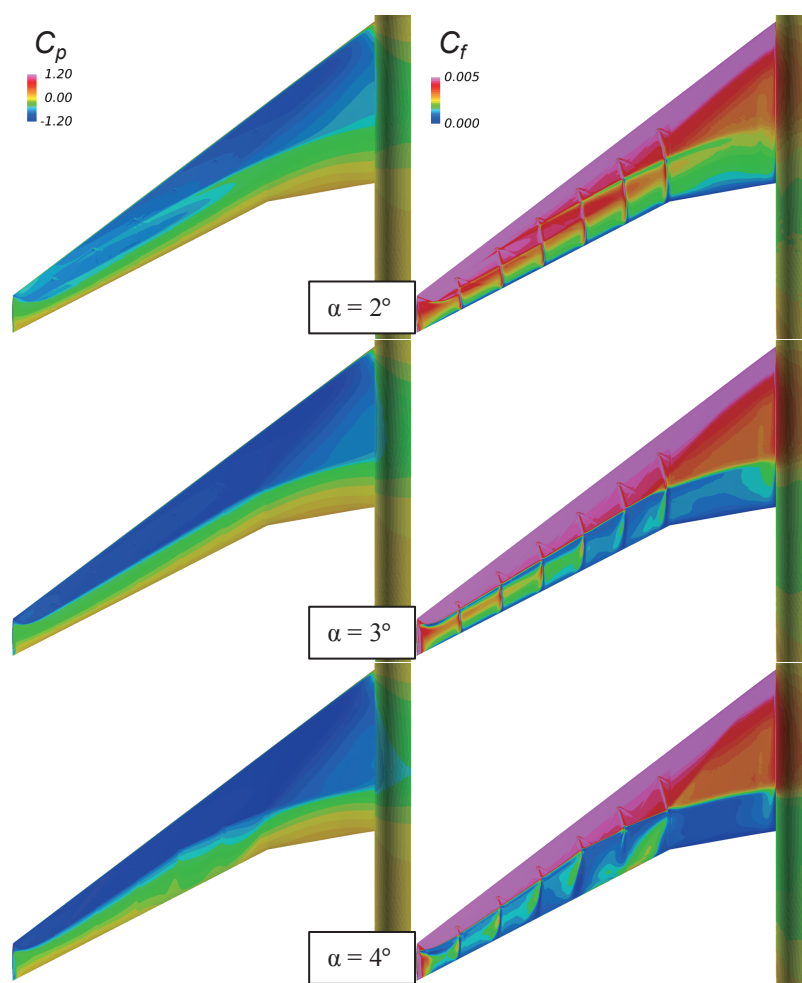


Fig. 4-27. VG 形態 ($H_v = 0.8$ mm, $A_v = 10^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$)

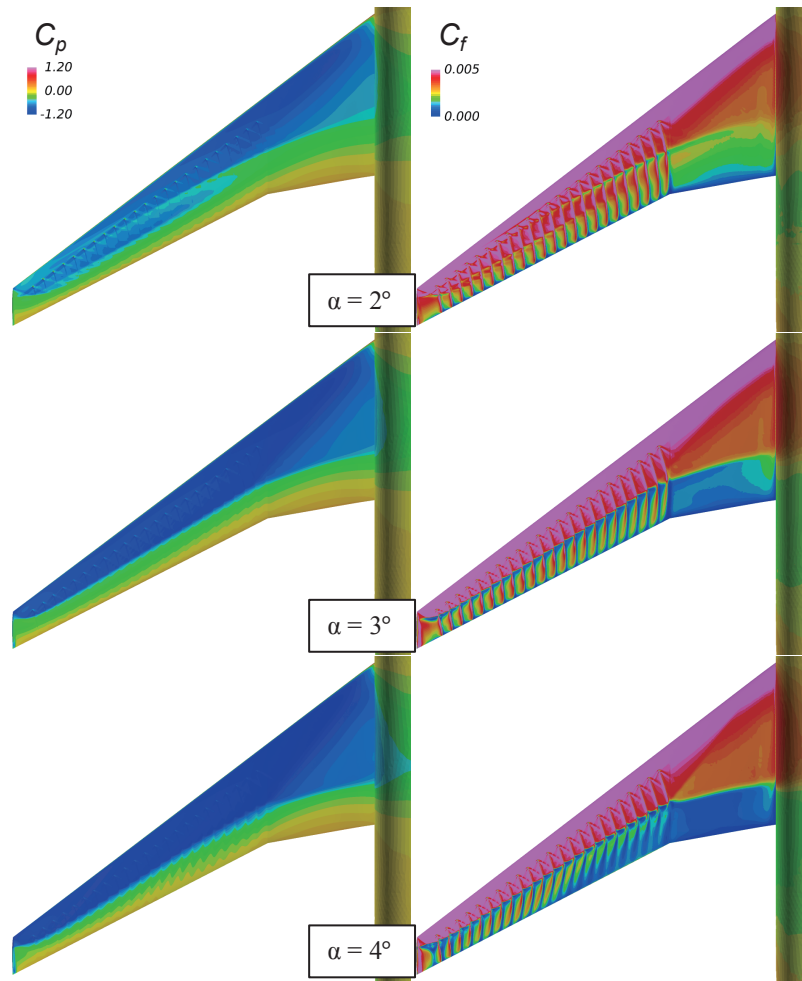


Fig. 4-28. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 20$) 主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$)

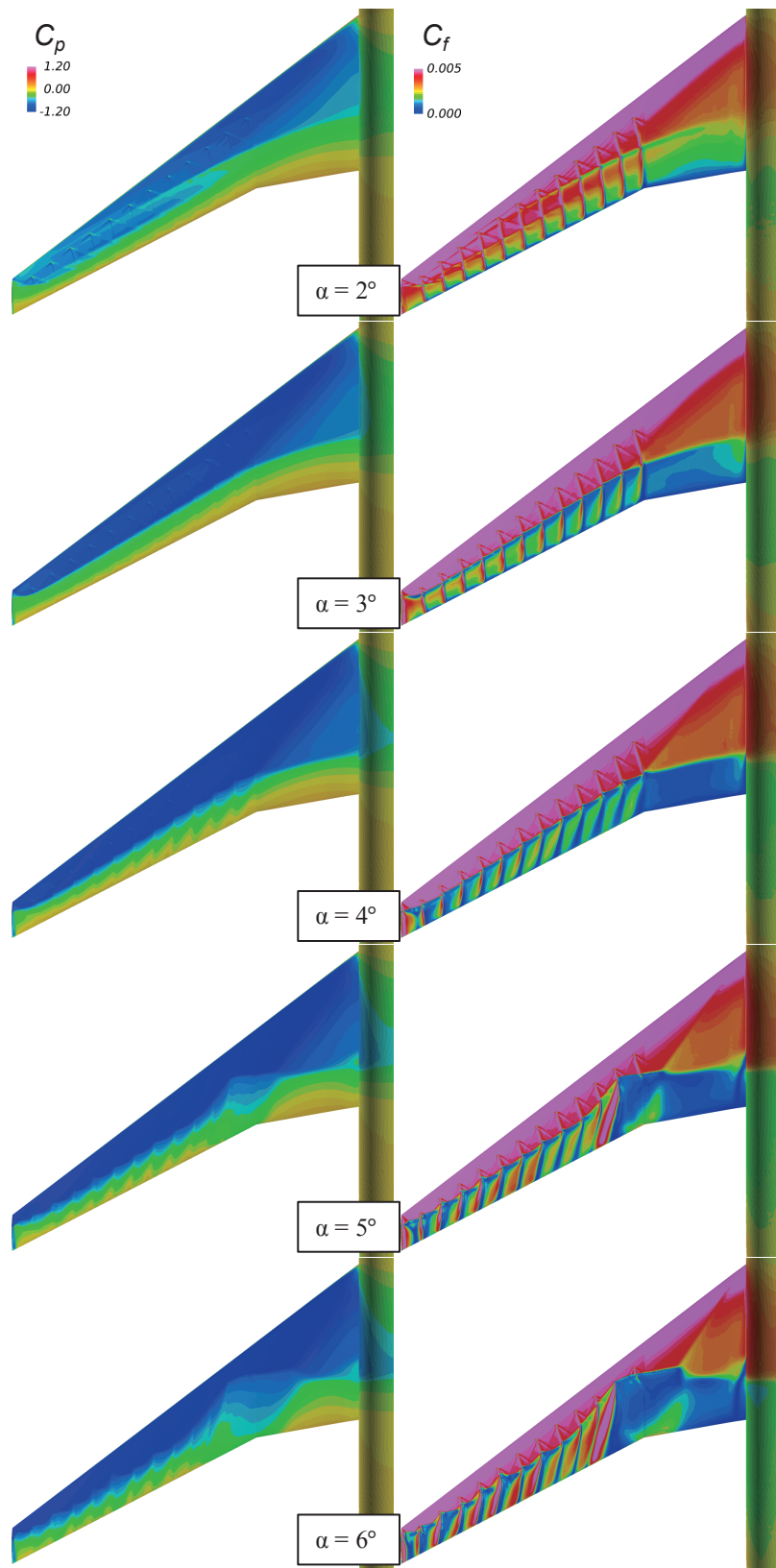


Fig. 4-29. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 40$) 主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$)

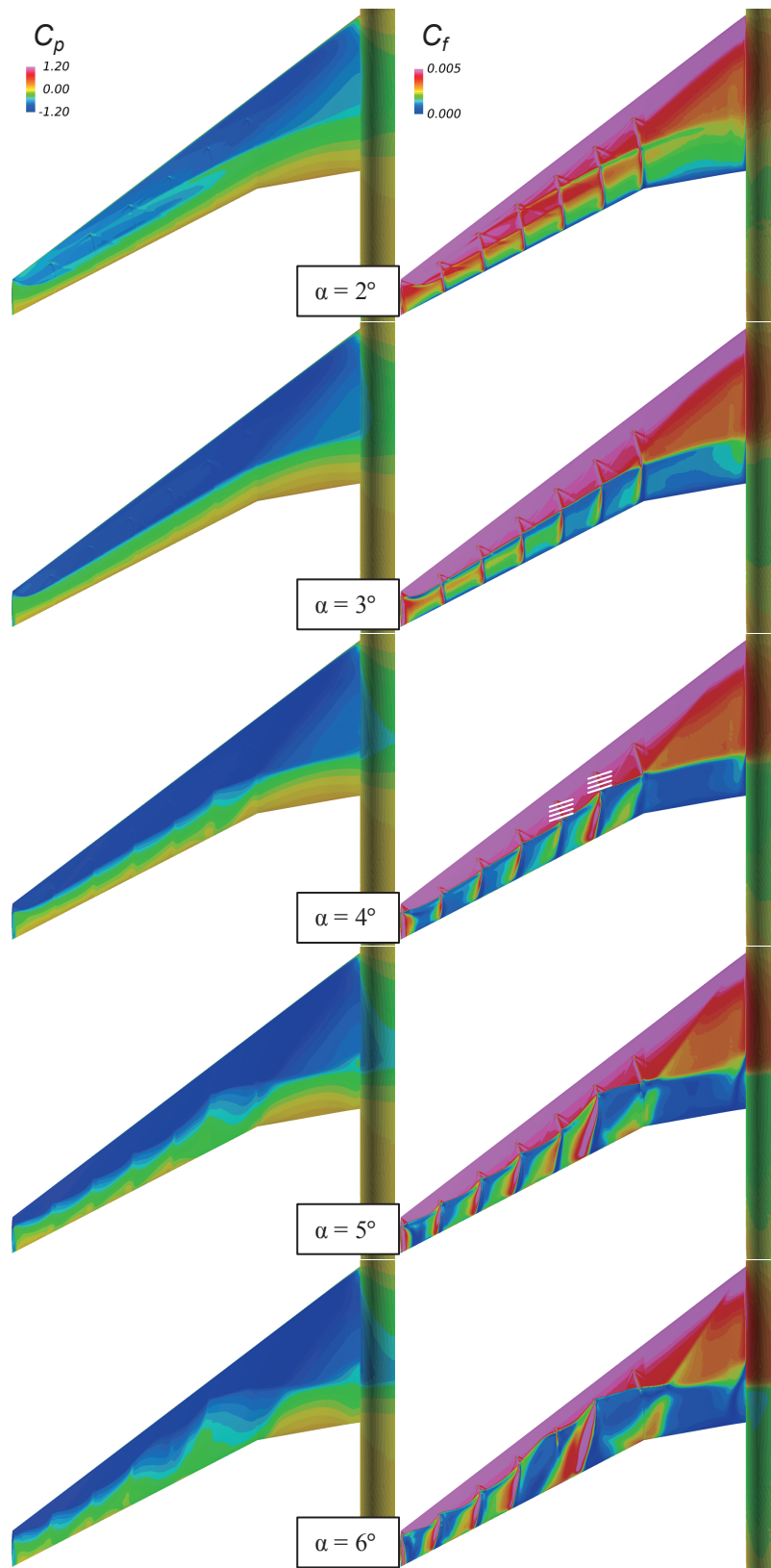


Fig. 4-30. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$): $\alpha = 4^\circ$ の白線は Fig. 4-48 及び Fig. 4-49 で使用する断面位置を示す

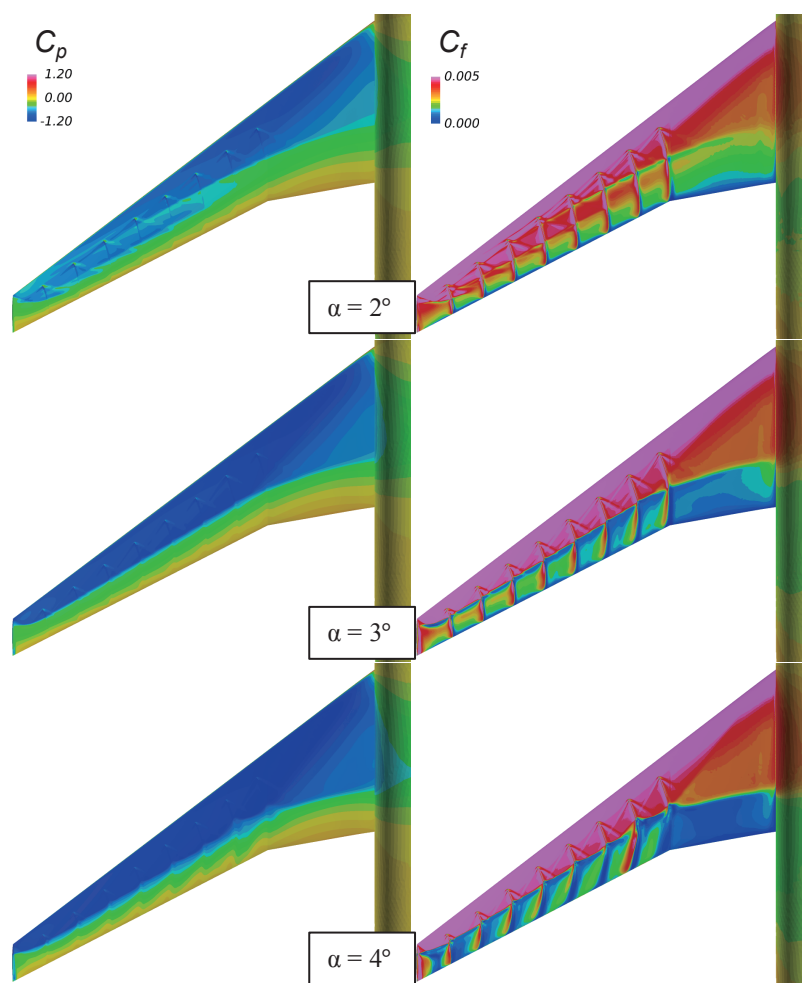


Fig. 4-31. VG 形態 ($H_v = 1.2 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 40$) 主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$)

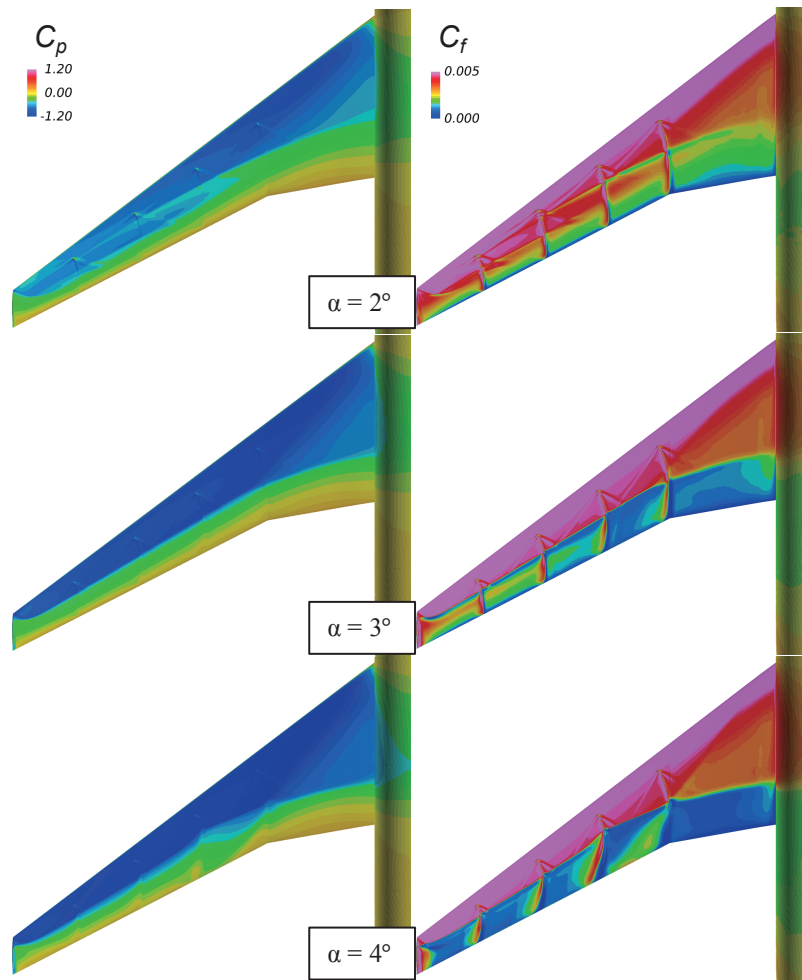


Fig. 4-32. VG 形態 ($H_v = 1.2 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼上面 C_p 及び C_f 分布 ($2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$)

4.2.5 間隔の影響

以降の節では VG 搭載時の、VG パラメータの影響を検討していく。それぞれの図を比較しやすくすることを優先して、VG 搭載時の主翼上面 C_p 及び C_f 分布を Fig. 4-26 から Fig. 4-32 として先に示す。VG なし形態の Fig. 4-25 と比較されたい。

まず解析結果の妥当性を検証するため、 $A_v = 20^\circ$, $H_v = 0.8 \text{ mm}$ で CFD 解析結果から得られた主翼断面 C_p 分布を $D_v/H_v = 20$ の場合を Fig. 4-33 から Fig. 4-35 ($2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$) に、 $D_v/H_v = 40$ の場合を Fig. 4-36 から Fig. 4-40 ($2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$) に、 $D_v/H_v = 80$ の場合を Fig. 4-41 から Fig. 4-45 に実験値と比較して示す ($2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$)。VG が付いたことにより VG 前方に生じる衝撃波の影響がいくつかの断面で見られる。VG なし形態の際に述べたように、風洞実験での模型支持装置を考慮しないことによる衝撃波位置の下流への移動と、空力荷重による主翼変形を考慮しないことによる主翼上面外舷側での負圧の過大評価を前提にすると、妥当な CFD 解析結果と考える。 $D_v/H_v = 40$ の $2^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$ に相当する Fig. 4-36 から Fig. 4-38 では VG なし形態と同様に medium 格子 (格子点数 66 M) に加えて coarse 格子 (格子点数 47 M) 及び fine 格子 (格子点数 104 M) での CFD 解析結果を載

せているが、大きな差異は見られず、medium 格子の格子点数は VG ありの場合でも妥当であることが分かる。

次に全機空力係数を Fig. 4-46 に示す。参照用にクリーン形態で得られた空力係数を青で載せている。4.1 節の無限後退翼の結果を踏まえると、三次元 CRM 形状の 50%コード位置における主翼後退角は $\Lambda_{c/2} = 31.5^\circ$ と大きいため、 D_v/H_v を大きくしても十分な VG 効果が得られると予測できるが、選択した 3 つのどの VG 間隔でも、VG からの縦渦により高迎角時の衝撃波剥離が抑制されていることが分かる。3 章「風洞実験」で対応する 3.2.2 節の Fig. 3-13 に示される、VG 間隔の影響を調べた迎角 4° 付近での風洞実験でのオイルフロー結果では主翼前縁付近がほとんど写っていないことに注意して比較すると、Fig. 4-28 ($D_v/H_v = 20$)、Fig. 4-29 ($D_v/H_v = 40$)、Fig. 4-30 ($D_v/H_v = 80$) の迎角 4° での C_f 分布は定性的に一致している。

Fig. 4-47 では参考のため、Fig. 4-46 の全機空力係数を実験値と比較した形で示している。 C_L - α の CFD 結果は実験値と定性的には一致しているように見えるが、CFD が C_L を過大評価している。これは主翼断面 C_p 分布で実験値と比較して示したように、模型支持装置を考慮しないことによる衝撃波位置の下流への移動に伴う揚力増加と、空力荷重による主翼変形を考慮しないことによる主翼上面外舷側での負圧の過大評価による揚力増加という 2 つの要因による。 C_M が実験値と一致していないのもこれら 2 つの要因による。文献 [40, 46] に示されている通り、クリーン形態では模型支持装置と空力荷重による主翼変形を考慮することで CFD による全機空力係数予測が大きく改善するので、VG 搭載時にも同様の改善が期待できる。

4.1 節の無限後退翼の結果とさらに比較すると、80% NASA CRM 模型では三次元性の強い流れになっているため、衝撃波下流で一部、例えば Fig. 4-30 の $\alpha = 4^\circ$ における内舷側 2 番目の VG 後流のように、VG からの後流で C_f が大きな場所がある。衝撃波前の流れに大きな違いがあるかどうかを確認するため、Fig. 4-30 の $\alpha = 4^\circ$ において白線で示されている断面で内舷側 2 番目 (Fig. 4-48) と 3 番目 (Fig. 4-49) の VG 後流を \bar{p}_t で可視化した。これら断面は直線とみなした縦渦の流れ方向を見ながら、4.1 節で可視化した際の断面と同様に決め、 $\cos^{-1}(n_{3D} \cdot x) = 17.68^\circ$ となる n_{3D} 軸を用いた。 n_{3D} 軸の原点を内舷側 1 番目の VG 先端として、空力平均翼弦で正規化した座標値を用いている。注意点として、Fig. 4-6 から Fig. 4-9 の場合と色のレンジは同じであるが、4.1 節の格子と比べて格子が粗いため、渦が若干早く拡散している。Fig. 4-48 と Fig. 4-49 は似ており、VG から発生した縦渦が、その左右の境界層を巻き込みながら下流方向に流れていることが分かり、後退角が大きな二次元翼の場合と同様の流れ場になっていることが分かる。

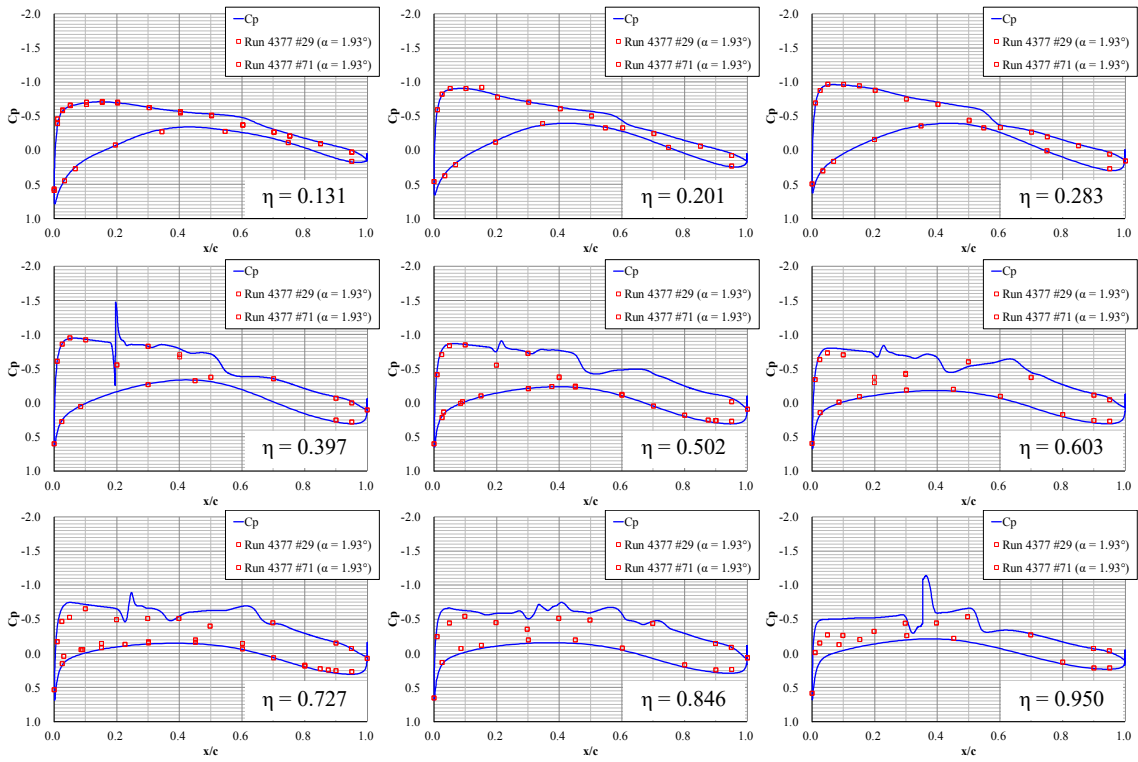


Fig. 4-33. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 20$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 2^\circ$)

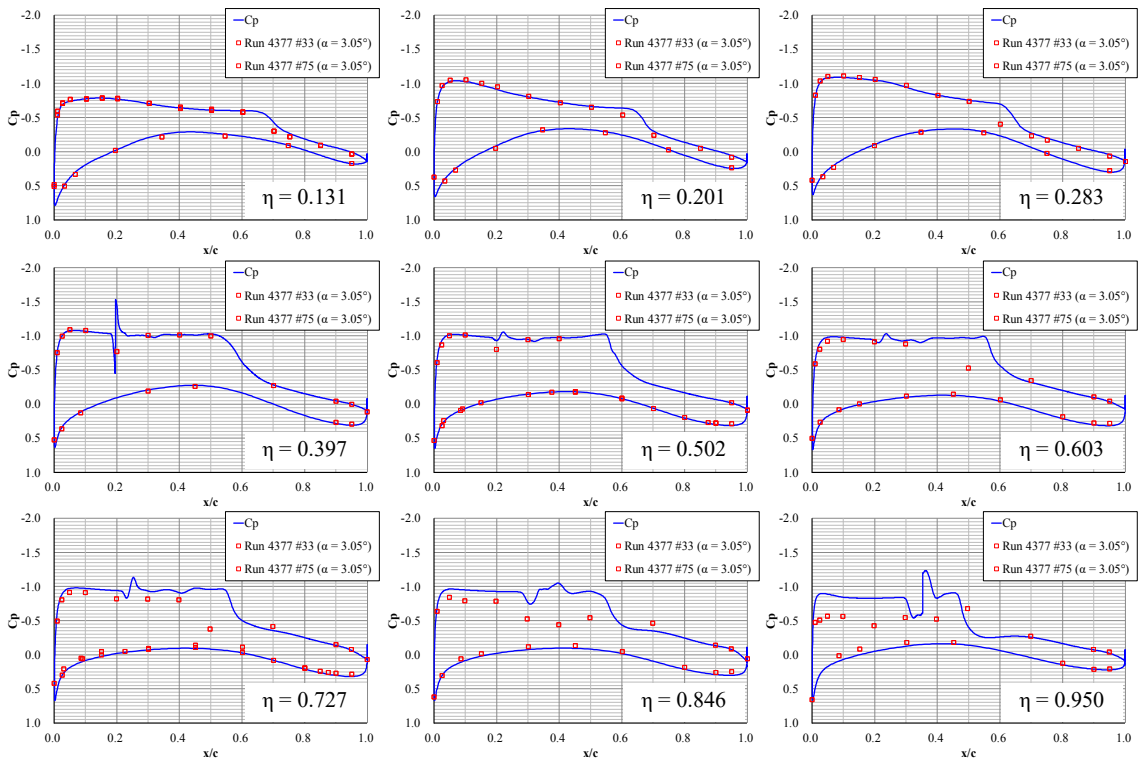


Fig. 4-34. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 20$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 3^\circ$)

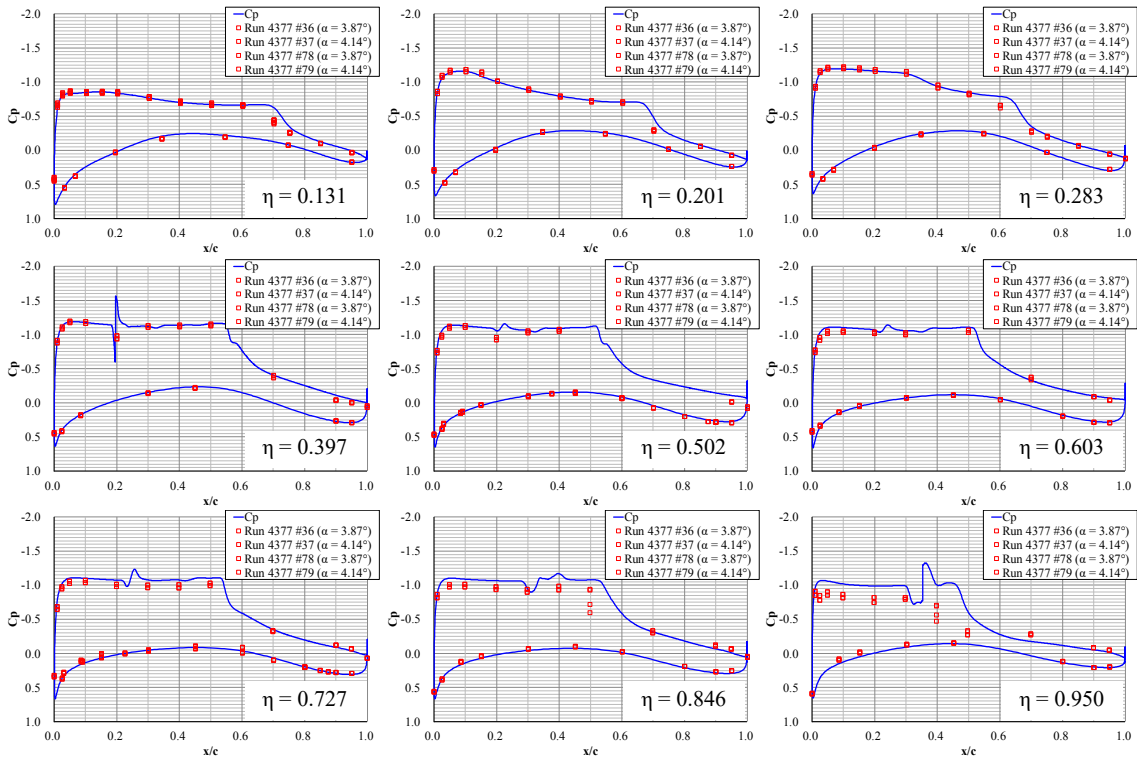


Fig. 4-35. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 20$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

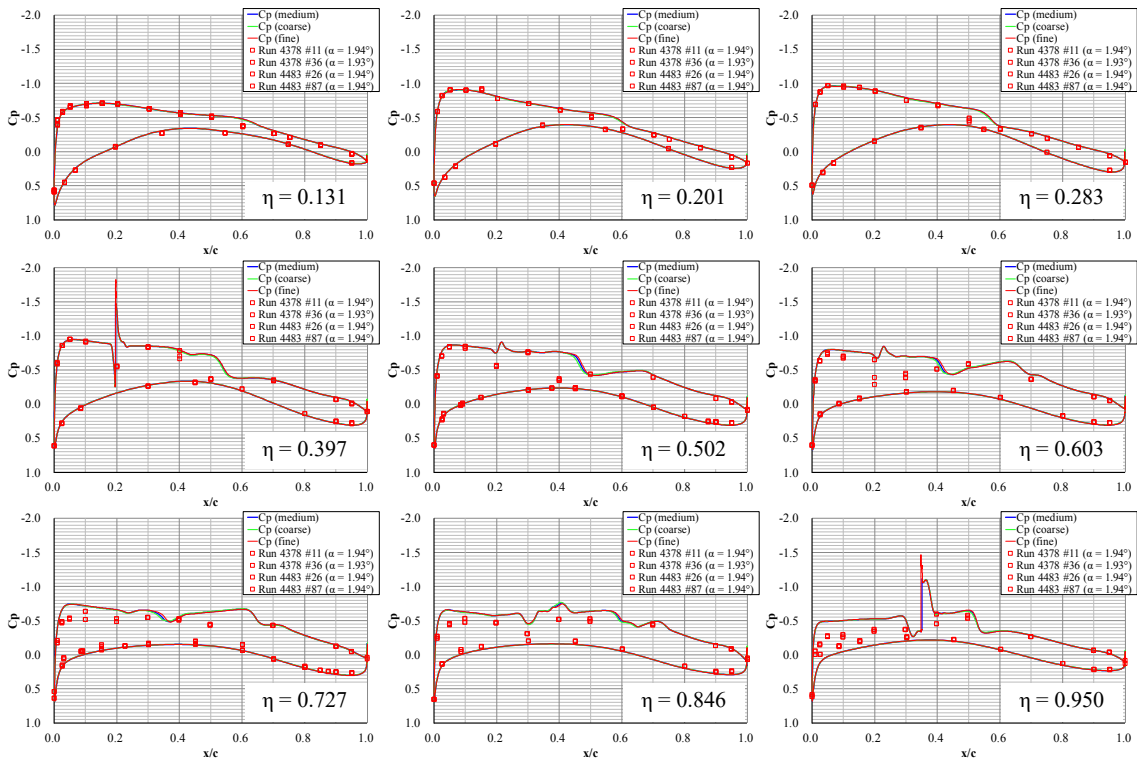


Fig. 4-36. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 40$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 2^\circ$)

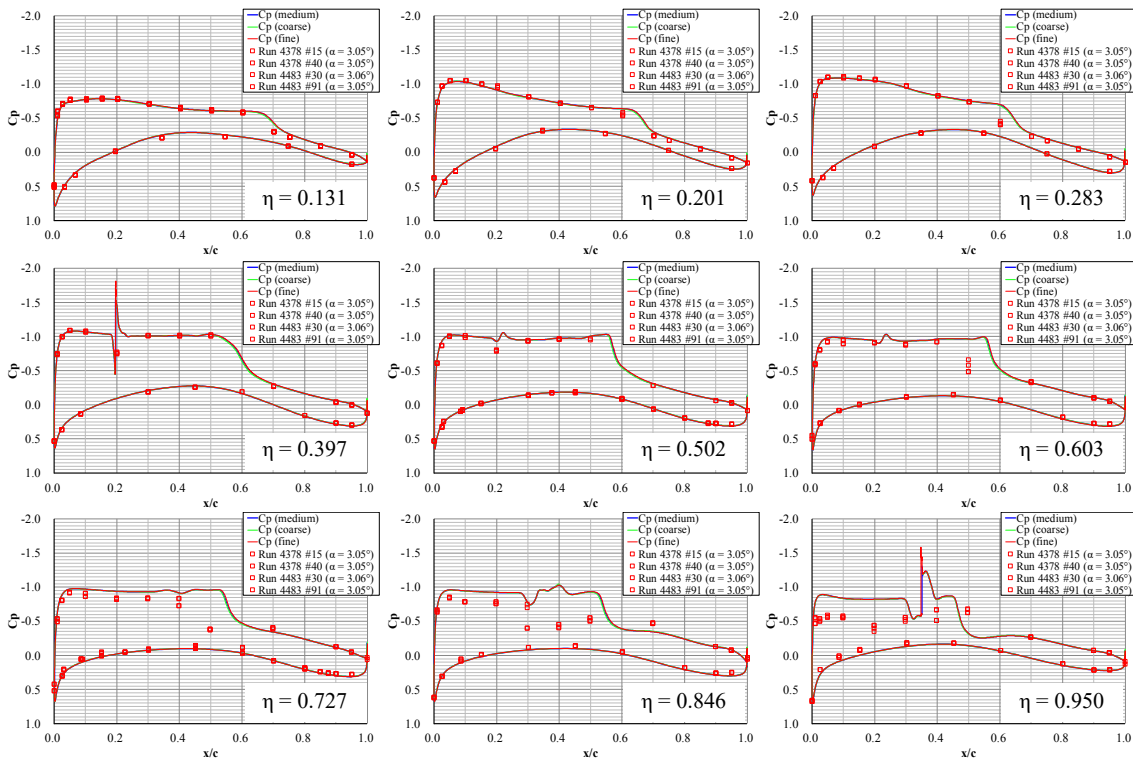


Fig. 4-37. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 40$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 3^\circ$)

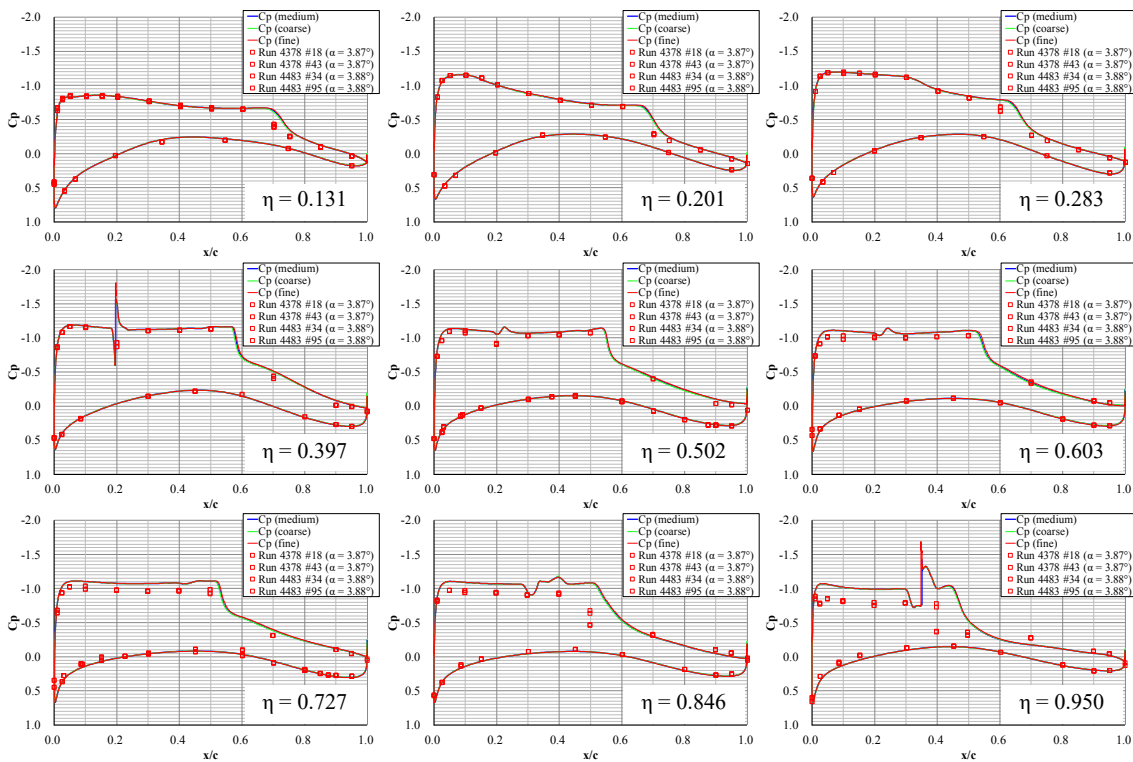


Fig. 4-38. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 40$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

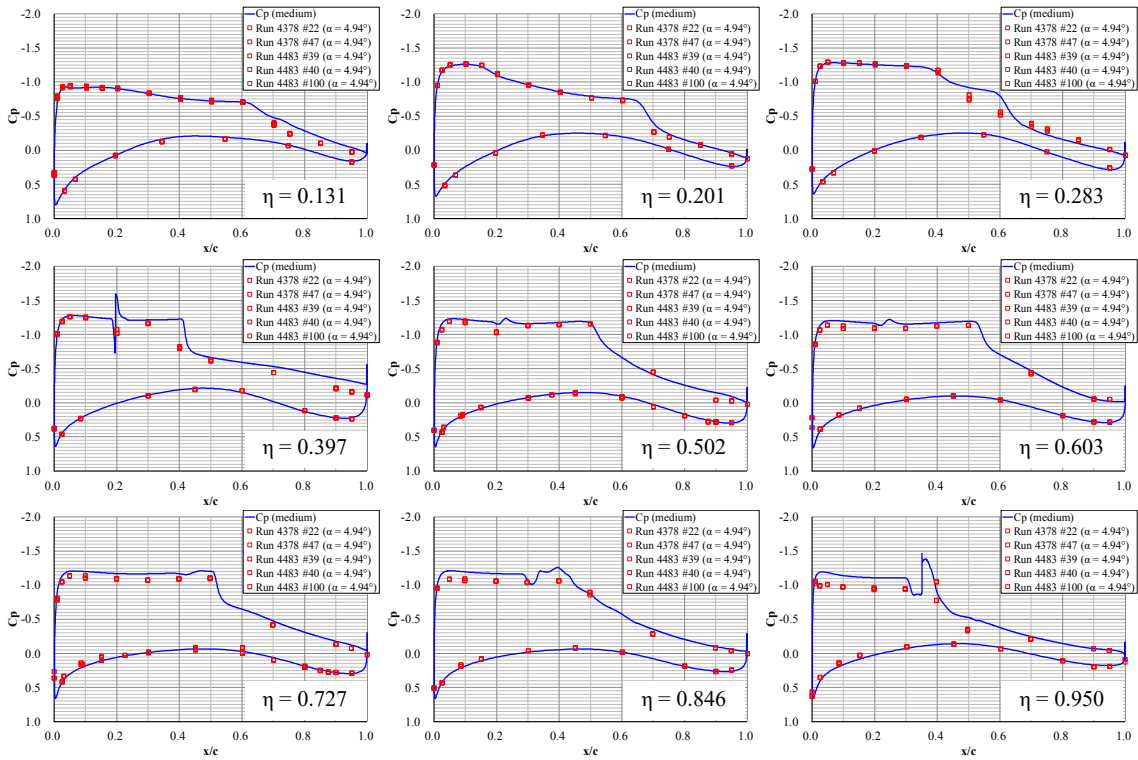


Fig. 4-39. VG 形態 ($H_V = 0.8 \text{ mm}$, $A_V = 20^\circ$, $D_V/H_V = 40$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 5^\circ$)

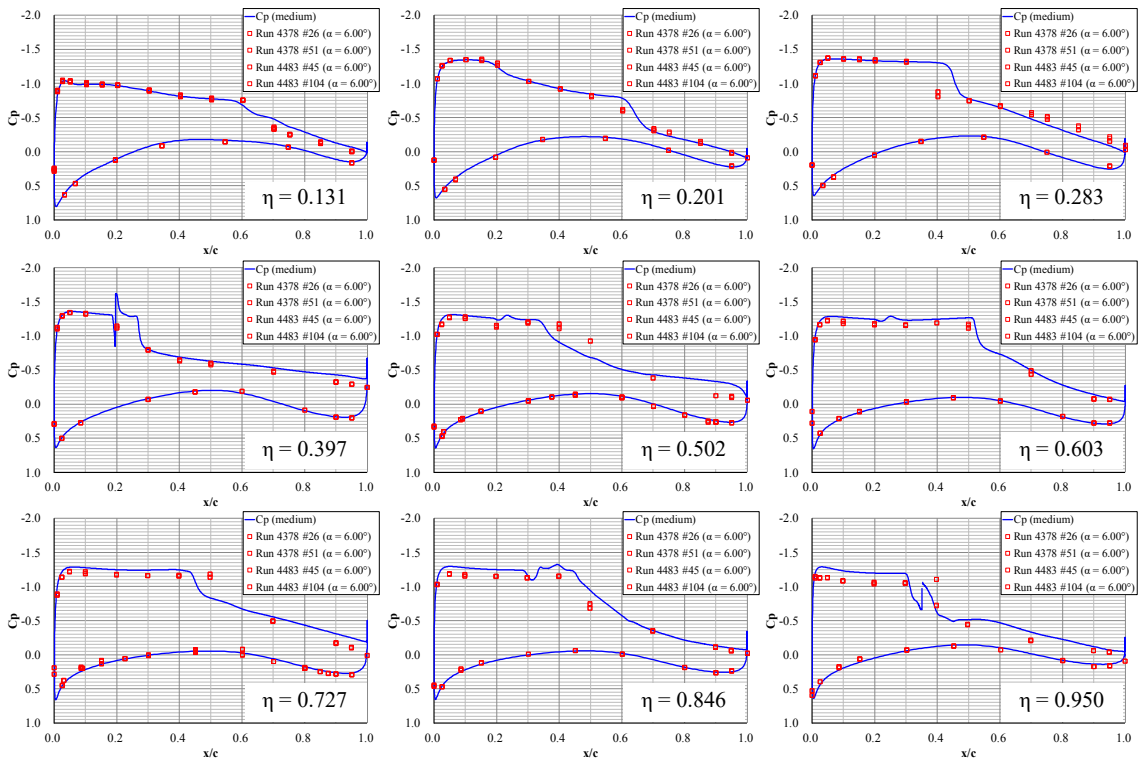


Fig. 4-40. VG 形態 ($H_V = 0.8 \text{ mm}$, $A_V = 20^\circ$, $D_V/H_V = 40$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 6^\circ$)

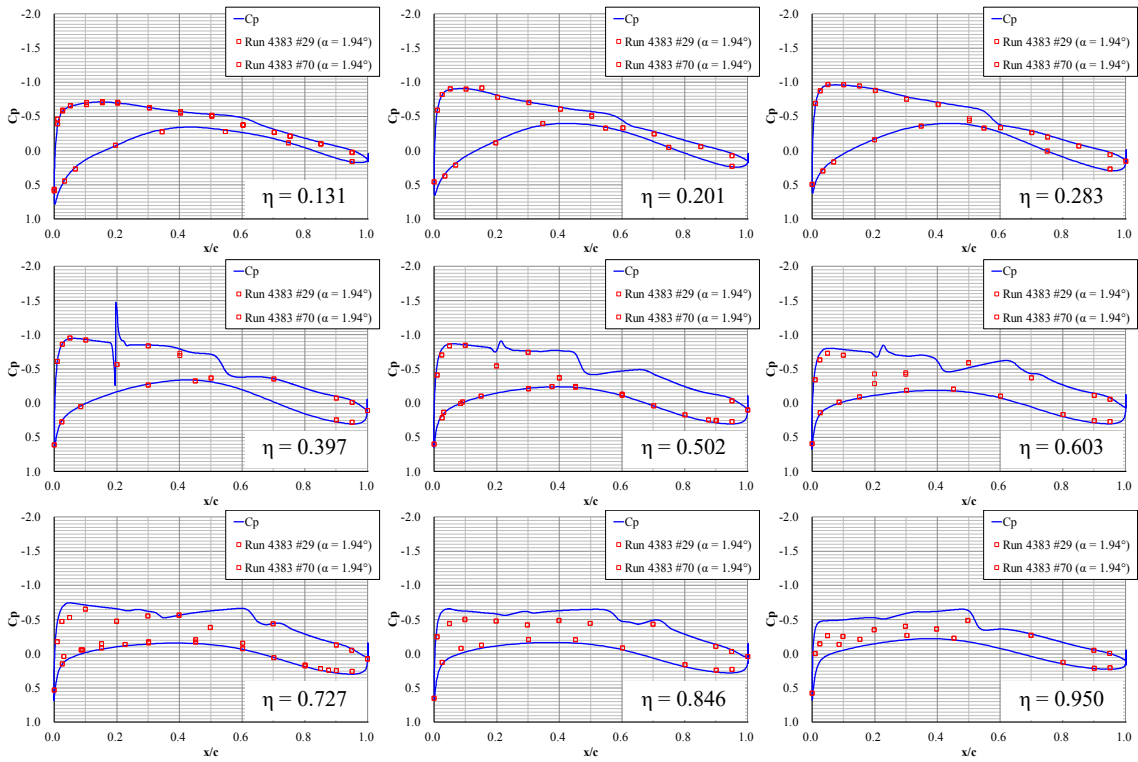


Fig. 4-41. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 2^\circ$)

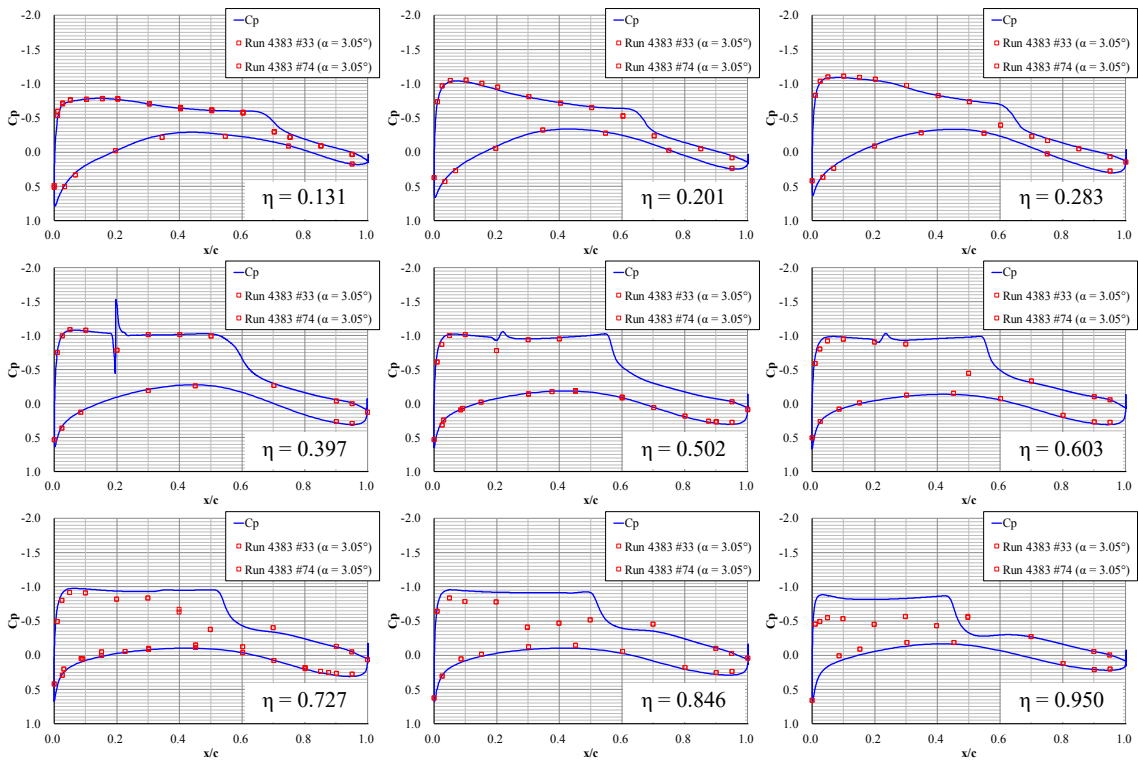


Fig. 4-42. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 3^\circ$)

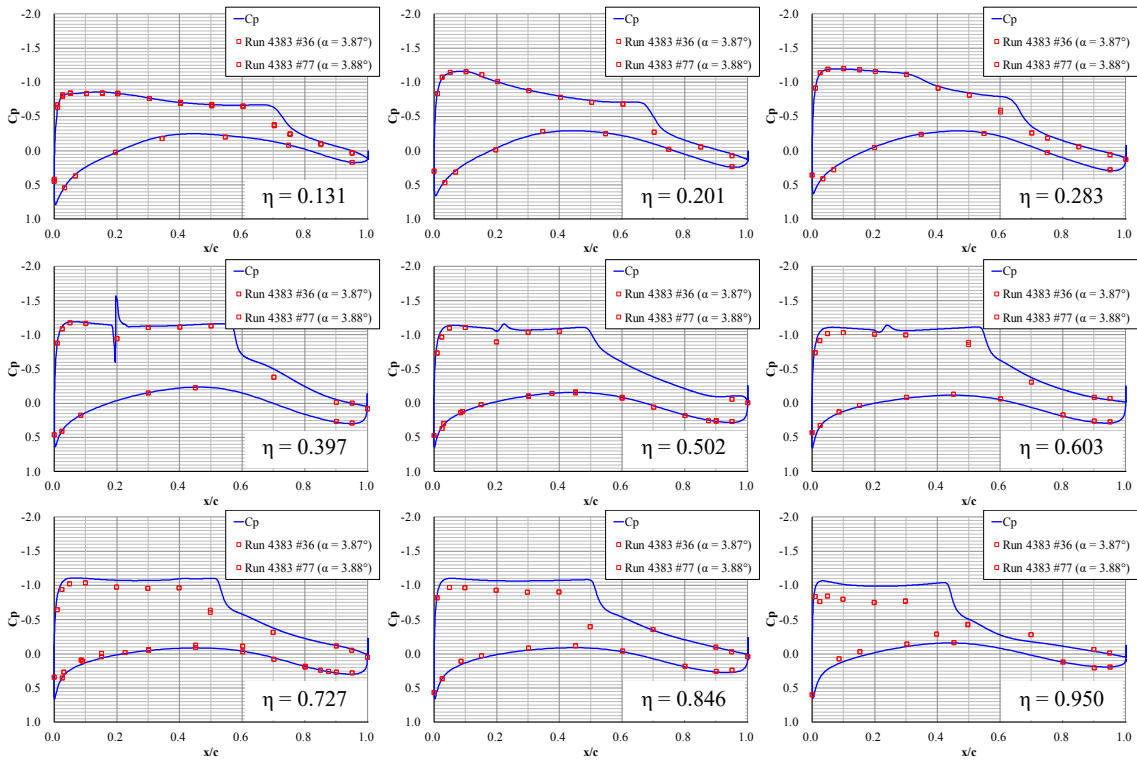


Fig. 4-43. VG 形態 ($H_v = 0.8$ mm, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

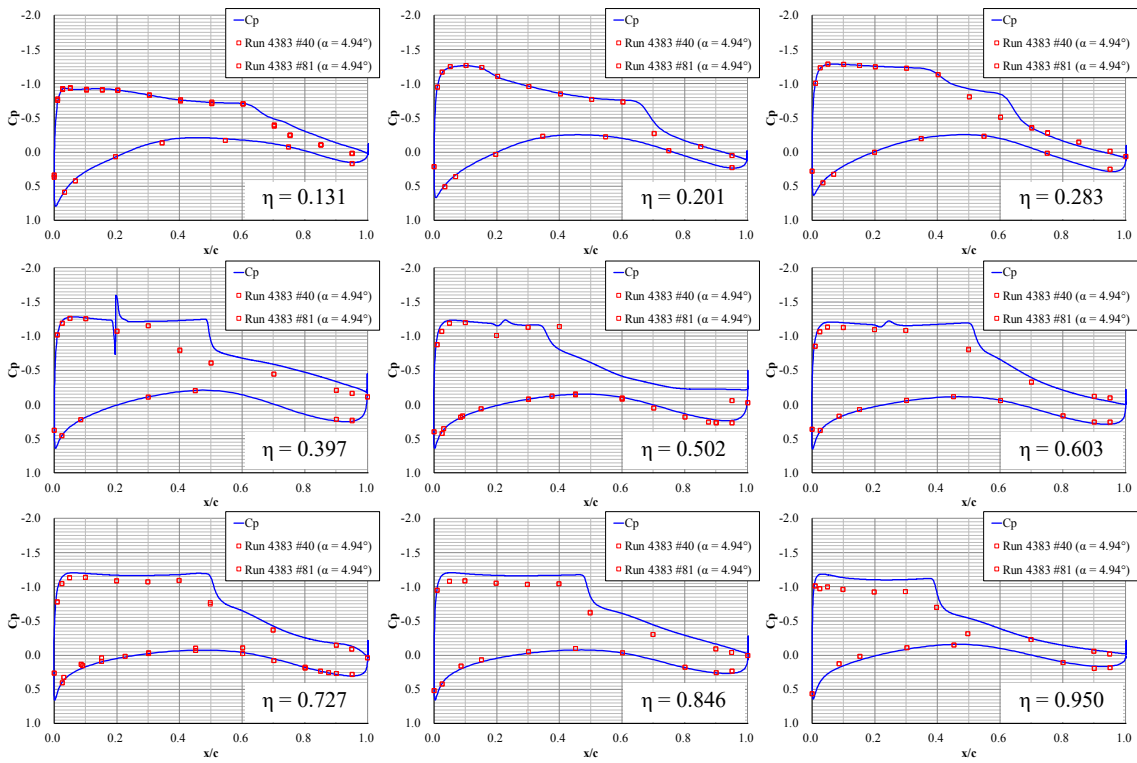


Fig. 4-44. VG 形態 ($H_v = 0.8$ mm, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 5^\circ$)

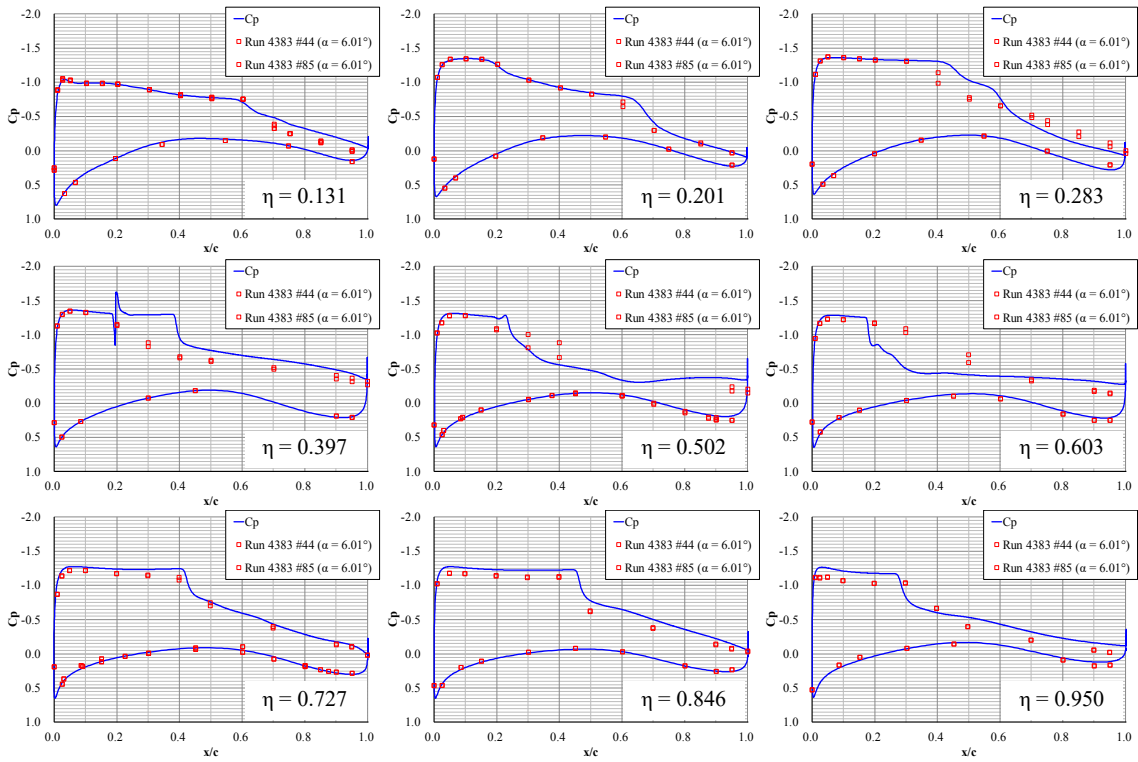


Fig. 4-45. VG 形態 ($H_v = 0.8 \text{ mm}$, $A_v = 20^\circ$, $D_v/H_v = 80$) 主翼断面 C_p 分布 ($\alpha = 6^\circ$)

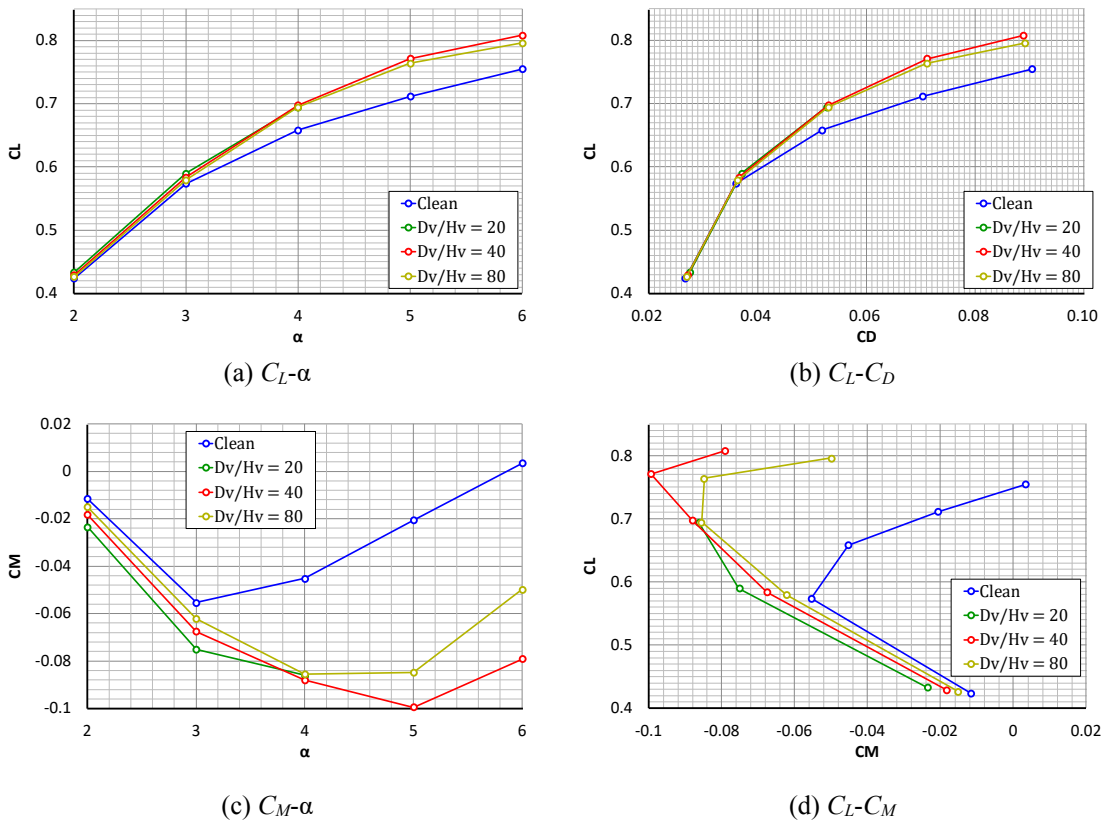


Fig. 4-46. クリーン形態と比較した VG 搭載時の VG 間隔の効果

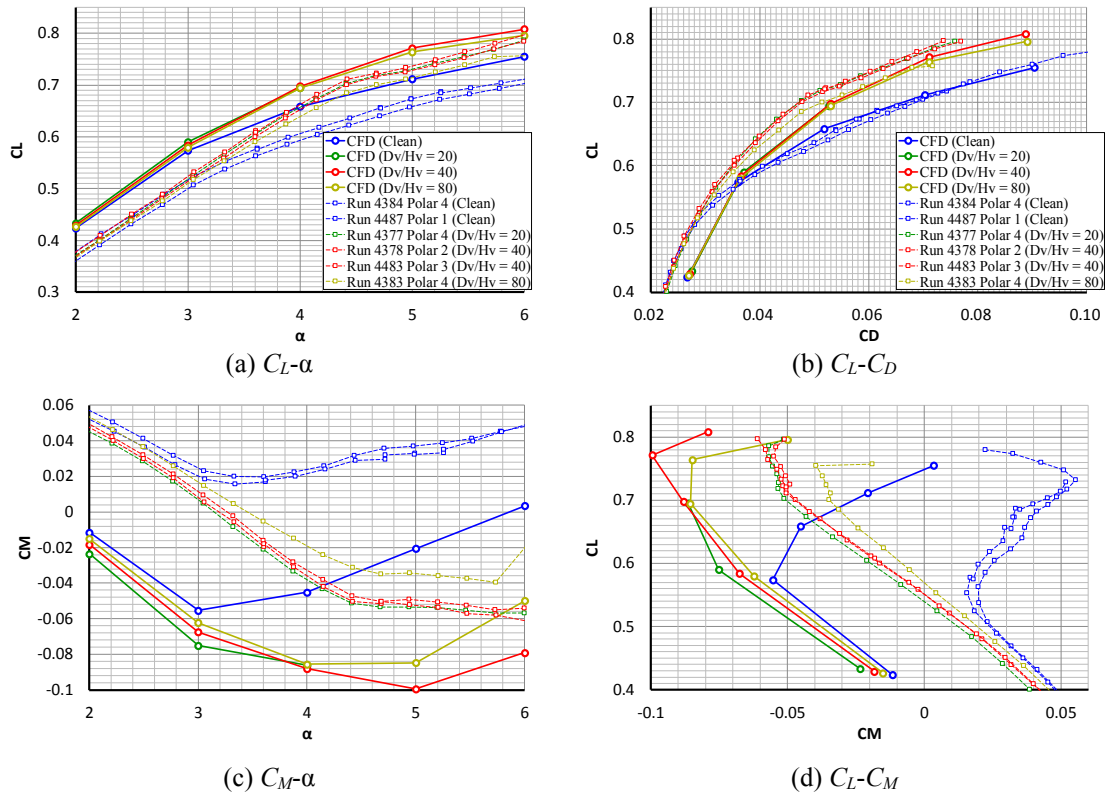


Fig. 4-47. クリーン形態と比較したVG搭載時のVG間隔の効果 (実験値との比較)

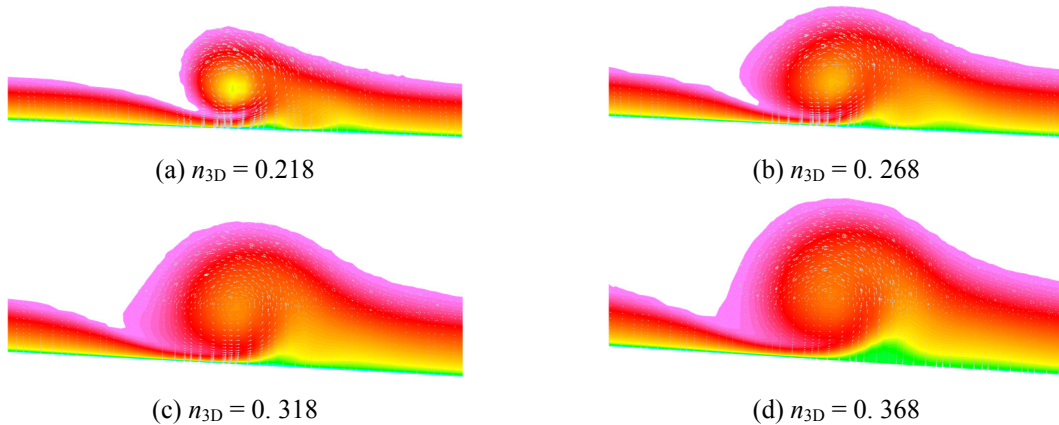


Fig. 4-48. $D_v/H_v = 80$ の場合の内舷側 2 番目 VG 後流での $n_{3D} = \text{const.}$ 断面上の \bar{p}_t 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

4.2.6 取り付け角の影響

ここからは実験値との直接的な比較は示さず、CFD 解析結果をまとめる。 $H_v = 0.8 \text{ mm}$, $D_v/H_v = 40$ または 80 での $A_v = 10^\circ$ 及び 20° の CFD 解析結果から得られた空力係数を Fig. 4-50 に示す。 D_v/H_v の違いに関わらず、取り付け角を $A_v = 20^\circ$ から $A_v = 10^\circ$ にすることで剥離抑制効果は減少する。 3 章「風洞実験」で対応する 3.2.5 節の結果では、 $10^\circ \leq A_v \leq 30^\circ$ の範囲で空力係数への大きな変化は見られなかったもので、違いが見られる。

C_f 分布を比較すると, $A_v = 10^\circ, D_v/H_v = 40$ (Fig. 4-26) と $A_v = 20^\circ, D_v/H_v = 40$ (Fig. 4-29) では取り付け角の違いにより VG から発生する縦渦の強さが違うため, VG 縦渦が通る部分で $A_v = 10^\circ$ の方が弱い C_f となっている. 迎角 4° を比較すると, $A_v = 10^\circ$ の方がミッドスパンにおいて衝撃波剥離がより上流に移動してしまっている. $A_v = 10^\circ, D_v/H_v = 80$ (Fig. 4-27) と $A_v = 20^\circ, D_v/H_v = 80$ (Fig. 4-30) の比較でも同様の傾向が見られる.

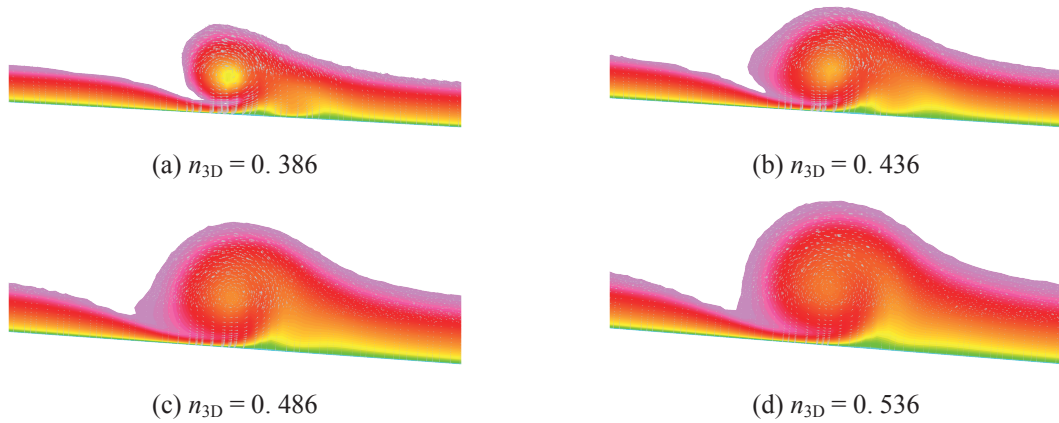


Fig. 4-49. $D_v/H_v = 80$ の場合の内舷側 3 番目 VG 後流での $n_{3D} = \text{const.}$ 断面上の \bar{p}_t 分布 ($\alpha = 4^\circ$)

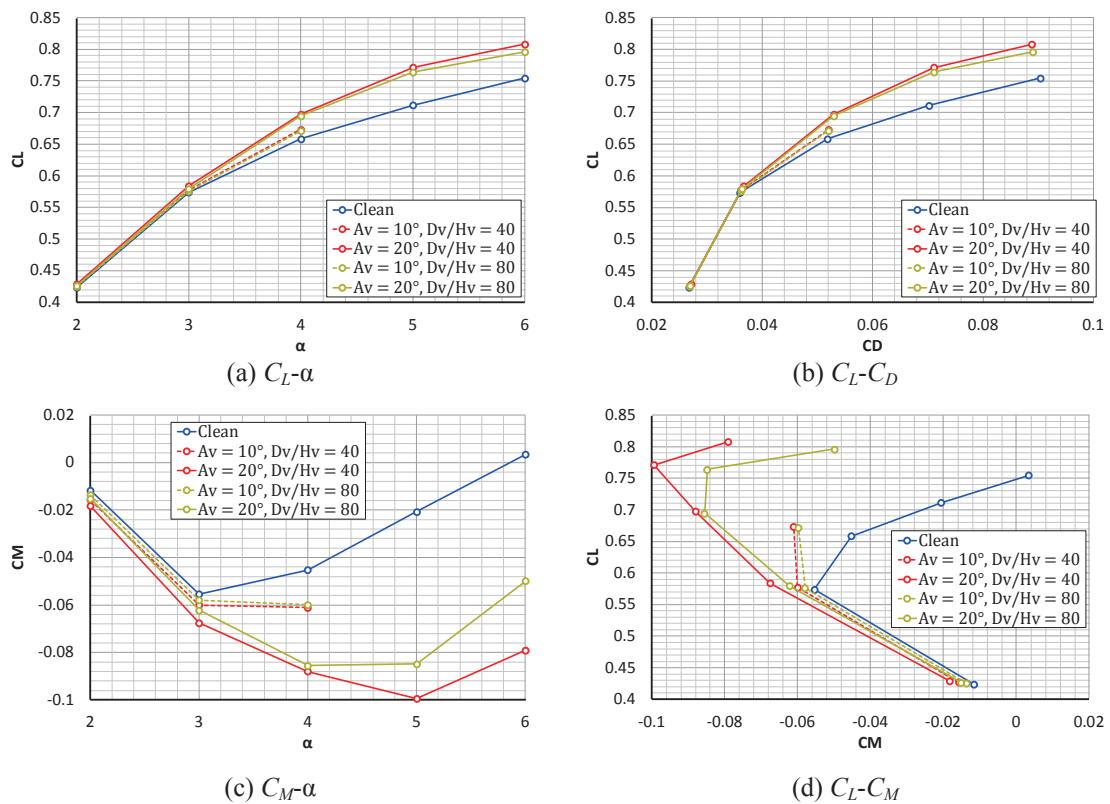


Fig. 4-50. クリーン形態と比較した VG 搭載時の VG 取り付け角の効果

4.2.7 高さの影響

$A_v = 20^\circ$ は固定し、 $D_v/H_v = 40$ または 80 での $H_v = 0.8$ mm 及び 1.2 mm の CFD 解析結果から得られた空力係数を Fig. 4-51 に示す。3 章「風洞実験」で対応する 3.2.6 節の結果では、 $D_v/H_v = 40$ の時に $H_v = 0.8$ mm 及び 1.2 mm で大きな空力係数の違いは見られなかったが、CFD でも同様の結果になっている。

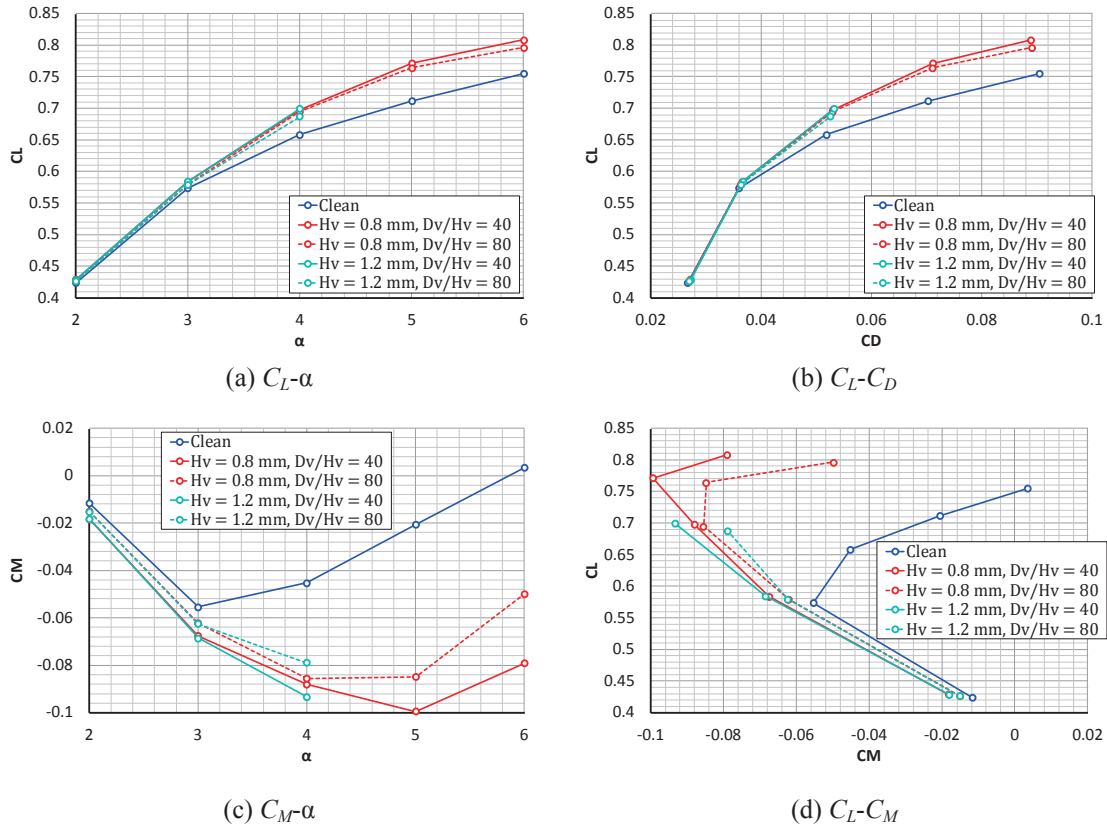


Fig. 4-51. クリーン形態と比較した VG 搭載時の VG 高さの効果

4.3 結論

CFD 解析では、まず、VG 間隔を小さくしなければ衝撃波剥離抑制効果が得られない二次元翼上の VG と、VG 間隔を大きくすることができる 80% NASA CRM 模型上の VG の違いを解明するために、風洞実験では実施が難しい無限後退翼を用いて VG 効果を検証した。その結果、VG 効果は後退角に依存し、後退角なしの場合には VG 効果が弱く、場合によっては VG により境界層剥離を促進してしまうことが示された。後退角が大きい場合、VG から発生する縦渦が左右の境界層を効率的に巻き込みながら境界層剥離を抑えることが分かった。

次に風洞実験に対応した 80% NASA CRM 模型での VG 効果の確認を行った。その結果、風洞実験と同様に VG 間隔 $D_v/H_v = 80$ としても VG による衝撃波剥離抑制効果が十分に得られることを示した。VG 取り付け角の影響を調べるために、 $A_v = 10^\circ$ 及び 20° として比較を行ったが、風洞試験よりも A_v の影響が強く表れた。 $A_v = 10^\circ$ では VG からの縦渦が弱まる結果、衝撃波剥離抑制

効果が小さくなり, 全機空力係数にもその影響が表れた. VG 高さの影響は風洞実験同様に, 99% 境界層厚さに対して 1.5 倍から 2 倍の範囲では十分な VG 効果が得られることを示した.

5章 結言

本報告書では、2011年から2015年にかけてJAXAで実施した遷音速バフエット抑制のためのVortex Generator (VG) に関する研究結果をまとめた。研究は、風洞実験とComputational Fluid Dynamics (CFD) を用いて行い、風洞実験においてもCFDにおいても、航空機形状のNASA Common Research Model (NASA CRM) の主翼を対象とした。VGについては、実用的であり、最も基本的な矩形形状、かつ、全てのVGの導入する縦渦の向きが同一であるVG列 (Co-rotating VGs) を対象とした。

実用性を重視し、まず、風洞実験およびCFDの双方で、VGの基本的なパラメータである高さ、長さ、角度、間隔等の遷音速バフエット抑制効果に対する感度を調査し、両者が定性的によく一致することを確認した。その上で、得られたパラメータ感度を考慮し、経験的な数値を含めた設計指針とそのフローチャートを提案した。実際の設計時に役立つことを期待して、研究過程で議論に挙げたVGの効果に対する仮説を含む原理についても示した。

NASA CRMの後退角のない2次元翼模型と本研究の結果を比較し、さらにCFDにより複数の後退角の無限後退翼についてVGの効果調べた結果、後退角のある3次元翼においては、VGの導入する縦渦の回転方向が極めて重要であること、VGの前縁が翼端を向くVG配置 (Toe-Out VGs) が剥離抑制に効果が高いことが明らかとなった。約30°の後退角をもつNASA CRMの主翼においてToe-Out VGsを使用する場合は、VGの間隔をVGの高さの80倍としても、VGの効果が明瞭に現れた。この間隔は、後退角のない2次元翼模型の場合と比較すると極めて広い。CFDの結果からは、横流れと縦渦の関係が境界層の攪拌機構に大きく影響することが示唆された。VGの間隔を広くとれるということはVGの設置枚数を減らすことにつながり、VG設置による巡航時の付加抵抗を低減できる。後退角のある3次元翼では、VGの向きをToe-Outに取り、VGの間隔を、VGを設置する翼の後退角を考慮して設計することが極めて重要であることを明らかにした。

謝辞

本研究の風洞実験においては、JAXA航空技術部門空力技術研究ユニット (旧風洞技術開発センター) より、CFD解析においては、航空技術部門FQUROHプロジェクトチームより、多大なる支援を頂いた。なお、CFD解析にはJAXAスーパーコンピュータJSS2を用いた。ここに感謝の意を表す。

引用文献

- [1] 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, 「遷音速二次元翼に対する Vortex Generator 効果」 JAXA-RR-14-02, 2014, ISSN 1349-1113.
- [2] Babinsky, H. and Harvey, J.K., *Shock Wave-Boundary-Layer Interactions*, Cambridge University Press, 2011, ISBN 978-0-521-84852-7.
- [3] Dandois, J., "Experimental Study of Transonic Buffet Phenomenon on a 3D Swept Wing," *Physics of Fluids*, 28, 016101, 2016, DOI: 10.1063/1.4937426.
- [4] Koike, S., Ueno, M., Nakakita, K., and Hashimoto, A., "Unsteady Pressure Measurement of Transonic Buffet on NASA Common Research Model," AIAA Paper 2016-4044, 2016, DOI: 10.2514/6.2016-4044.
- [5] Sugioka, Y., Numata, D., Asai, K., Koike, S., Nakakita, K., and Koga, S., "Unsteady PSP Measurement of Transonic Buffet," AIAA Paper 2015-0025, 2015, DOI: 10.2514/6.2015-0025.
- [6] Kusunose, K. and Yu, N.J., "Vortex Generator Installation Drag on Airplane near its Cruise Condition," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 6, 2003, pp. 1145-1151, DOI: 10.2514/2.7203.
- [7] Namura, N., "Surrogate-Based Design Optimization of Vortex Generators for Transonic Aircraft," *Tohoku University*, Ph. D. Dissertation, 2016.
- [8] Kouchi, T., Yamaguchi, S., Koike, S., Nakajima, T., Sato, M., Kanda, H., and Yanase, S., "Wavelet analysis of transonic buffet on a two-dimensional airfoil with vortex generators," *Experiments in Fluids*, Vol. 57, Issue 11, No. 166, 2016, DOI: 10.1007/s00348-016-2261-2.
- [9] Sugioka, Y., Numata, D., Asai, K., Koike, S., Nakakita, K., and Nakajima, T., "Polymer/Ceramic PSP with Reduced Surface Roughness for Unsteady Pressure Measurement in Transonic Flow," AIAA Paper 2016-2018, 2016, DOI: 10.2514/6.2016-2018.
- [10] Fukushima, Y. and Kawai, S., "Wall-modeled Large-Eddy Simulation of Transonic Buffet over a Supercritical Airfoil at high Reynolds Number," AIAA Paper 2017-0495, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-0495.
- [11] Ishida, T., Ishiko, K., Hashimoto, A., Aoyama, T., and Takekawa, K., "Transonic Buffet Simulation over Supercritical Airfoil by Unsteady-FaSTAR Code," AIAA Paper 2016-1310, 2016, DOI: 10.2514/6.2016-1310.
- [12] 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, DOI: 10.2514/6.2010-4975.
- [13] Jukes, T. N., Segawa, T., and Furutani, H., "Flow Control on a NACA 4418 Using Dielectric-Barrier-Discharge Vortex Generators," *AIAA Journal*, Vol. 51, pp. 452-464, 2013, DOI: 10.2514/1.J051852.

- [14] 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.
- [15] Wendt, B. J., "Parametric Study of Vortices Shed from Airfoil Vortex Generators," *AIAA Journal*, Vol. 42, 2004, pp. 2185-2195, DOI: 10.2514/1.3672.
- [16] Lamar, J. E., "Extension of leading-edge-suction analogy to wings with separated flow around the side edges at subsonic speeds," NASA TR R-428, 1974.
- [17] Kusunose, K., "A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction," *Tohoku University Press*, 2005, ISBN978-4-86163-015-6 C3353.
- [18] Prandtl, L., "Applications of Modern Hydrodynamics to Aeronautics," NACA Rept. 116, 1921.
- [19] Saffman, P. G., *Vortex Dynamics*, Cambridge University Press, 1992, pp.257-259.
- [20] Chigier, N. A., and Corsiglia, V. R., "Tip vortices: Velocity distributions," NASA-TM-X-62087, 1971.
- [21] Lugt, H. J., *Vortex Flow in Nature and Technology*, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1995, pp.190-196.
- [22] 伊藤靖, 楠瀬一洋, 小池俊輔, 村山光宏, 山本一臣, 中北和之, 田中健太郎, 「遷音速後退翼上のボルテックスジェネレータによる衝撃波剥離制御メカニズム」 第55回飛行機シンポジウム講演集, 1D07, 2017.
- [23] Raymer, D.P., *Vortex Flow in Nature and Technology*, AIAA Education Series, 2006, pp. 175-177.
- [24] Ogawa, H., Babinsky, H., Pätzold, M., and Lutz, T., "Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Control Using Three-Dimensional Bumps for Transonic Wings," *AIAA Journal*, Vol. 46, 2008, pp. 1442-1452, DOI: 10.2514/1.32049.
- [25] Ueno, M., Kohzai, T., and Koga, S., "Transonic Wind Tunnel Test of the NASA CRM (Volume 1)," JAXA Research and Development Memorandum, JAXA-RM-13-017E, 2014, ISSN: 1349-1121.
- [26] Vassberg, J., Tinoco, E., Mani, M., Rider, B., Zickuhr, T., Levy, D., Brodersen, O., Eisfeld, B., Crippa, S., Wahls, R., Morrison, J., Mavriplis, D., and Murayama, M., "Summary of the Fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop," AIAA Paper 2010-4547, 2010, DOI: 10.2514/6.2010-4547.
- [27] 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, 2008, DOI: 10.2514/6.2008-6919.
- [28] 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.

- [29] 古賀星吾, 上野真, 「連続式遷音速風洞における NASA CRM 縮尺模型表面の流れの可視化」 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数值シミュレーション技術シンポジウム講演集, 1A06, JSASS-2014-2009, 2014.
- [30] 河本巖, 小国保男, 中村正剛, 細江信幸, 「航技研遷音速風洞試験データの補正 マッハ数補正と浮力補正」 第 30 回流体力学講演会, 1998.
- [31] 香西政孝, 上野真, 塩原辰郎, 小松行夫, 唐澤敏夫, 小池陽, 須谷記和, 我那覇義人, 今直樹, 原口智裕, 中村晃祥, 「JAXA2m×2m 遷音速風洞における測定部マッハ数検定試験」 JAXA-SP-06-026, 第 77 回風洞研究会議, 2007.
- [32] 日高亜希子, 口石茂, 小池陽, 香西政孝, 森田義郎, 「パネル法による遷音速風洞境界修正法の開発」 JAXA-RR-07-033, 2008, ISSN: 1349-1113.
- [33] 越智康浩, 口石茂, 香西政孝, 永井伸治, 「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) マッハ数・浮力補正および風試不確かさ解析機能について」 JAXA-SP-14-011, 2014.
- [34] Ito, Y., Yamamoto, K., Kusunose, K., Koike, S., Nakakita, K., Murayama, M., Tanaka, K., "Effect of Vortex Generators on Transonic Swept Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 53, No. 6, pp. 1890-1904, 2016, DOI: 10.2514/1.C033737.
- [35] "CRM.65.airfoil sections," [Online]. Available: <http://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/crm-65-airfoil-sections/>. [Accessed 7 March 2017].
- [36] "4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop," [Online]. Available: <https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop4/workshop4.html>. [Accessed 7 March 2017].
- [37] Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S., and Mukai, J., "The Development of the UPACS CFD Environment," in *Proceedings of ISHPC 2003*, New York, 2003.
- [38] Yamamoto, K., Tanaka, K., and Murayama, M., "Effect of a Nonlinear Constitutive Relation for Turbulence Modeling on Predicting Flow Separation at Wing-Body Juncture of Transonic Commercial Aircraft," 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2012-2895, New Orleans, LA, 2012, DOI: 10.2514/6.2012-2895.
- [39] "NASA Langley Research Center Turbulence Modeling Resource," [Online]. Available: <http://turbmodels.larc.nasa.gov/>. [Accessed 7 March 2017].
- [40] 伊藤靖, 村山光宏, 山本一臣, 田中健太郎, 「非構造格子ソルバーTASコードとMEGG3D非構造格子による遷音速NASA Common Research Model解析」 *航空宇宙技術*, DOI: 10.2322/astj.JSASS-D-17-00036, 受理.
- [41] Ito, Y., Murayama, M., and Yamamoto, K., "Efficient Hybrid Surface/Volume Mesh Generation Using Suppressed Marching Direction Method," *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 6, pp. 1450-1461, 2013, DOI: 10.2514/1.J052125.
- [42] Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M., and Soni, B. K., "Efficient Computational Fluid

- Dynamics Evaluation of Small Device Locations with Automatic Local Remeshing," *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 5, pp. 1270-1276, 2009, DOI: 10.2514/1.40875.
- [43] Ito, Y., Shih, A. M., and Soni, B. K., "Three Dimensional Automatic Local Remeshing for Two or More Hybrid Meshes," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 66, No. 12, pp. 1495-1505, 2011, DOI: 10.1002/flid.2324.
- [44] Ito, Y., Murayama, M., and Yamamoto, K., "High-Quality Unstructured Hybrid Mesh Generation for Capturing Effects of Vortex Generators," 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA Paper 2013-0554, Grapevine, Texas, 2013, DOI: 10.2514/6.2013-554.
- [45] Nakahashi, K., Togashi, F., Fujita, T., and Ito, Y., "Numerical Simulations on Separation of Scaled Supersonic Experimental Airplane from Rocket Booster at Supersonic Speed," 32nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA Paper 2002-2843, St. Louis, MO, 2002, DOI: 10.2514/6.2002-2843.
- [46] 中北和之, 保江かな子, 香西政孝, 上野真, 「NASA-CRM 模型に対する CFD 援用による風洞試験データの模型変形効果補正」 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, 1A07, JSASS-2014-2010, 2014.

Appendix 目次

Appendix A 風洞試験における試験形態と条件	Appendix 2
Appendix B-1 Mach 数 0.70 の結果	Appendix 6
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果	Appendix 10
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果	Appendix 44
Appendix B-4 Mach 数 0.86 の結果	Appendix 84
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果	Appendix 88
Appendix C-1 基準 Mach 数 0.85 における迎角固定条件での圧力係数 C_p の比較	Appendix 122
Appendix C-2 Mach 数 0.70 における圧力係数 C_p の迎角間の比較	Appendix 162
Appendix C-3 Mach 数 0.83 における圧力係数 C_p の迎角間の比較	Appendix 166
Appendix C-4 Mach 数 0.85 における圧力係数 C_p の迎角間の比較	Appendix 190
Appendix C-5 Mach 数 0.86 における圧力係数 C_p の迎角間の比較	Appendix 222
Appendix C-6 Mach 数 0.87 における圧力係数 C_p の迎角間の比較	Appendix 226
Appendix D オイルフロー	Appendix 248

Appendix A 風洞試験における試験形態と条件

Table A-1 試験形態とグラフ用記号表

形態呼称	記号	VG高さ: H, mm	VG角度: Av, deg	VG間隔: Dv	個数(片翼)	備考	M=0.70	M=0.83	M=0.85	M=0.86	M=0.87	気流総圧	ナセル
CLEAN		N/A	N/A	N/A	N/A		RunNo04487PolarNo2	RunNo04384PolarNo3 RunNo04487PolarNo3	RunNo04384PolarNo4 RunNo04487PolarNo1	RunNo04487PolarNo4	RunNo04384PolarNo1 RunNo04487PolarNo5	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$20H$v		0.8	20	20Hv	23		N/A	RunNo04377PolarNo3	RunNo04377PolarNo4	N/A	RunNo04377PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$40H$v		0.8	20	40Hv	12		RunNo04483PolarNo2	RunNo04378PolarNo3 RunNo04484PolarNo1	RunNo04378PolarNo2 RunNo04483PolarNo3	RunNo04484PolarNo2	RunNo04484PolarNo3	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$80H$v		0.8	20	80Hv	6		N/A	RunNo04383PolarNo3	RunNo04383PolarNo4	N/A	RunNo04383PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v12D$$20H$v		1.2	20	20Hv	16	内径に40Hvで4枚追加	N/A	RunNo04382PolarNo3	RunNo04382PolarNo4	N/A	RunNo04382PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v12D$$40H$v		1.2	20	40Hv	8		N/A	RunNo04379PolarNo3	RunNo04379PolarNo4	N/A	RunNo04379PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v12D$$80H$v		1.2	20	80Hv	4		N/A	RunNo04380PolarNo3	RunNo04380PolarNo4	N/A	RunNo04380PolarNo1	120 kPa	無
VGA$10H$$v08D$$20H$v		0.8	10	20Hv	23		N/A	RunNo04381PolarNo3	RunNo04381PolarNo4	N/A	RunNo04381PolarNo1	120 kPa	無
VGA$10H$$v08D$$40H$v		0.8	10	40Hv	12		N/A	RunNo04385PolarNo3	RunNo04385PolarNo4	N/A	RunNo04385PolarNo1	120 kPa	無
VGA$10H$$v08D$$80H$v		0.8	10	80Hv	6		N/A	RunNo04386PolarNo3	RunNo04386PolarNo4	N/A	RunNo04386PolarNo1	120 kPa	無
VGA$30H$$v08D$$20H$v		0.8	30	20Hv	23		N/A	RunNo04387PolarNo3	RunNo04387PolarNo4	N/A	RunNo04387PolarNo1	120 kPa	無
VGA$30H$$v08D$$40H$v		0.8	30	40Hv	12		N/A	RunNo04388PolarNo3	RunNo04388PolarNo4	N/A	RunNo04388PolarNo1	120 kPa	無
VGA$30H$$v08D$$80H$v		0.8	30	80Hv	6		N/A	RunNo04389PolarNo3	RunNo04389PolarNo4	N/A	RunNo04389PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$20Hv12in$		0.8	20	20Hv	12	内径のみ設置	N/A	RunNo04390PolarNo3	RunNo04390PolarNo4	N/A	RunNo04390PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$40Hv06in$		0.8	20	40Hv	6	内径のみ設置	N/A	RunNo04391PolarNo3	RunNo04391PolarNo4	N/A	RunNo04391PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$80Hv03in$		0.8	20	80Hv	3	内径のみ設置	N/A	RunNo04392PolarNo3	RunNo04392PolarNo4	N/A	RunNo04392PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v12D$$20Hv12out$		0.8	20	20Hv	12	外径のみ設置	N/A	RunNo04393PolarNo3	RunNo04393PolarNo4	N/A	RunNo04393PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$40Hv06out$		0.8	20	40Hv	6	外径のみ設置	N/A	RunNo04394PolarNo3	RunNo04394PolarNo4	N/A	RunNo04394PolarNo1	120 kPa	無
VGA$20H$$v08D$$80Hv03out$		0.8	20	80Hv	3	外径のみ設置	N/A	RunNo04395PolarNo3	RunNo04395PolarNo4	N/A	RunNo04395PolarNo1	120 kPa	無
CLEANN		N/A	N/A	N/A	N/A		RunNo04481PolarNo2	RunNo04481PolarNo3	RunNo04481PolarNo5	RunNo04482PolarNo2	RunNo04482PolarNo3	120 kPa	有
VGA$20H$$v08D$$40HvN$		0.8	20	40Hv	12		RunNo04479PolarNo3	RunNo04480PolarNo5	RunNo04480PolarNo3	RunNo04480PolarNo1	RunNo04480PolarNo2	120 kPa	有
CLEAN		N/A	N/A	N/A	N/A		N/A	RunNo04842PolarNo3	RunNo04842PolarNo3	N/A	N/A	80kPa	無
VGToe$InD$$vH$v40		0.8	-20	40Hv	12	VG先端翼面向き	N/A	RunNo04859PolarNo3	RunNo04843PolarNo3	N/A	N/A	80kPa	無
VGToe$OutD$$vH$v40		0.8	20	40Hv	12		N/A	RunNo04847PolarNo3	RunNo04854PolarNo1	N/A	N/A	80kPa	無
VGToe$OutD$$vH$v40 (32)		0.8	20	40Hv	16	内径に10Hvで4枚追加	N/A	RunNo04852PolarNo3	RunNo04852PolarNo3	N/A	N/A	80kPa	無
VGToe$OutD$$vH$v40 (22)		0.8	20	40Hv	11	翼内径VG+板間引き	N/A	RunNo04855PolarNo3	RunNo04855PolarNo3	N/A	N/A	80kPa	無
VGToe$OutD$$vH$v40 (upstream)		0.8	20	40Hv	12	翼内径VG上流へ移動	N/A	RunNo04856PolarNo3	RunNo04856PolarNo3	N/A	N/A	80kPa	無

Table A-2 試験形態名とVG設置位置の関係

形態呼称	VG番号		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	
	y/(b/2)		0.34	0.35	0.36	0.37	0.39	0.40	0.41	0.43	0.44	0.45	0.46	0.48	0.49	0.50	0.51	0.53	0.54	0.55	0.56	0.58	0.59	0.60	0.61	0.63	0.64	0.65	
CLEAN	○																												
VGA20Hv08Dv20Hv	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv40Hv	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv80Hv	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv40Hvinl	■	●				●				●																			
VGA20Hv12Dv20Hv	■					●				●													●						
VGA20Hv12Dv40Hv	■					●				●																			
VGA20Hv12Dv80Hv	■					●				●																			
VGA10Hv08Dv20Hv	■					●				●																			
VGA10Hv08Dv40Hv	■					●				●																			
VGA10Hv08Dv80Hv	■					●				●																			
VGA30Hv08Dv20Hv	■					●				●																			
VGA30Hv08Dv40Hv	■					●				●																			
VGA30Hv08Dv80Hv	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv20Hv12in	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv40Hv06in	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv80Hv03in	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv20Hv12out	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv40Hv06out	■					●				●																			
VGA20Hv08Dv80Hv03out	■					●				●																			
CLEANN	■																												
VGA20Hv08Dv40HvN	◇					○				●																			
CLEAN	■																												
VGToe-InDvHv40	■					●				●																			
VGToe-OutDvHv40	■					●				●																			
VGToe-OutDvHv40 (32)	■	●				●				●																			
VGToe-OutDvHv40 (22)	■					●				●																			
VGToe-OutDvHv40 (upstream)	■					○				●																			

*○はコード方向位置よりも上流であることを示す。

Table A-2 試験形態名と VG 設置位置の関係 (つづき)

形態呼称	VG番号 y/(b/2)	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51
		0.66	0.68	0.69	0.70	0.72	0.73	0.74	0.75	0.77	0.78	0.79	0.80	0.82	0.83	0.84	0.85	0.87	0.88	0.89	0.90	0.92	0.93	0.94	0.95	0.97
CLEAN	○																									
VGA v20Hv08Dv20Hv	□		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
VGA v20Hv08Dv40Hv	×				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv08Dv80Hv	米				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv08Dv40Hv in1	△				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv12Dv20Hv	□	●			●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
VGA v20Hv12Dv40Hv	×				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv12Dv80Hv	米				●				●				●				●				●				●	
VGA v10Hv08Dv20Hv	□		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
VGA v10Hv08Dv40Hv	×				●				●				●				●				●				●	
VGA v10Hv08Dv80Hv	米				●				●				●				●				●				●	
VGA v30Hv08Dv20Hv	□		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
VGA v30Hv08Dv40Hv	×				●				●				●				●				●				●	
VGA v30Hv08Dv80Hv	米				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv08Dv20Hv12in	△		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
VGA v20Hv08Dv40Hv06in	△				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv08Dv80Hv03in	△				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv08Dv20Hv12out	▽		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●		●	
VGA v20Hv08Dv40Hv06out	▽				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv08Dv80Hv03out	▽				●				●				●				●				●				●	
CLEANN	△				●				●				●				●				●				●	
VGA v20Hv08Dv40HvN	◇				●				●				●				●				●				●	
CLEAN	◇				●				●				●				●				●				●	
VGToc-InDvHv40	△				●				●				●				●				●				●	
VGToc-OutDvHv40	▽				●				●				●				●				●				●	
VGToc-OutDvHv40 (32)	▽				●				●				●				●				●				●	
VGToc-OutDvHv40 (22)	▽				●				●				●				●				●				●	
VGToc-OutDvHv40 (upstream)	▽				●				●				●				●				●				●	

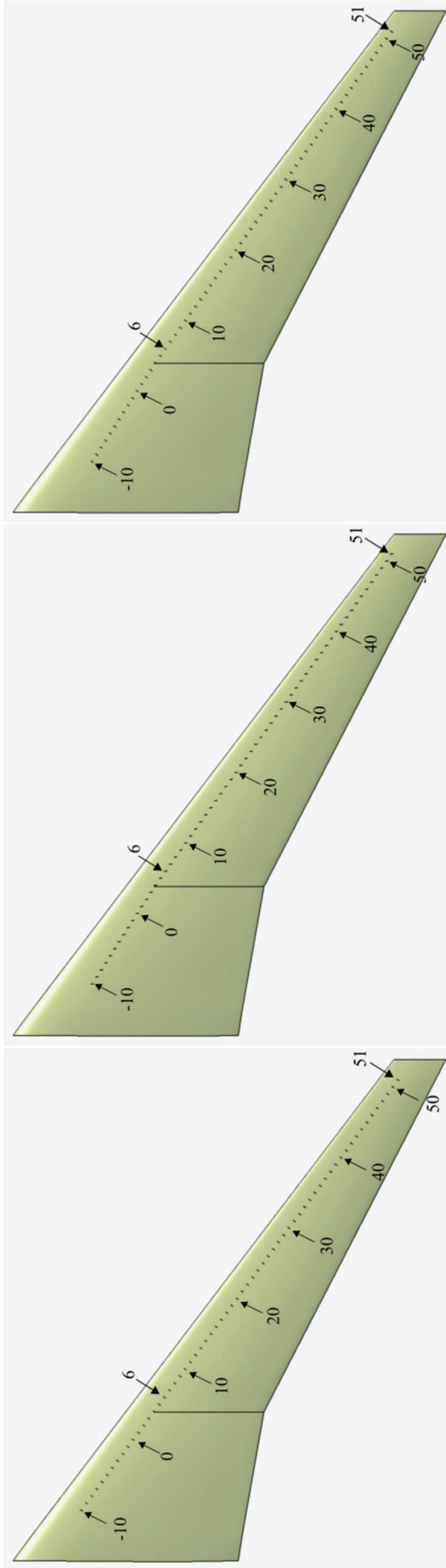
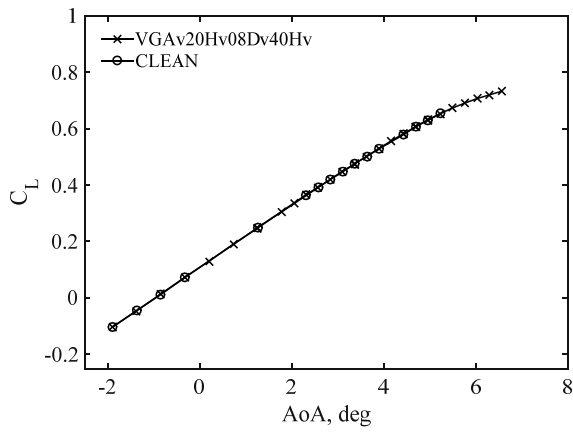
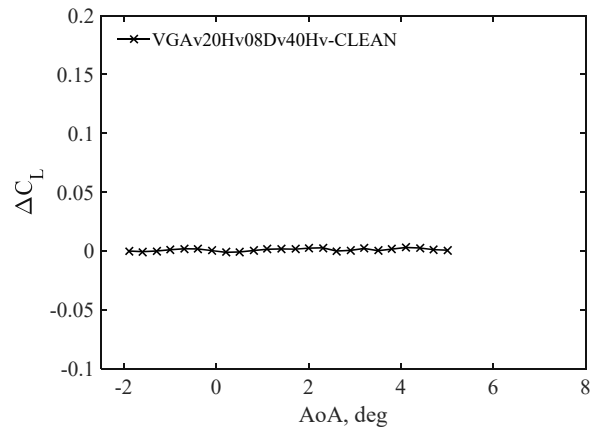
(a) 基本配置(中弦で $x/c \sim 0.2$)(b) 総圧 80kPa 時 Toe-In 配置($x/c=0.2$)(c) 総圧 80kPa 時 Toe-Out 配置($x/c=0.2$)

Fig A-1 VG 配置番号と主翼の関係

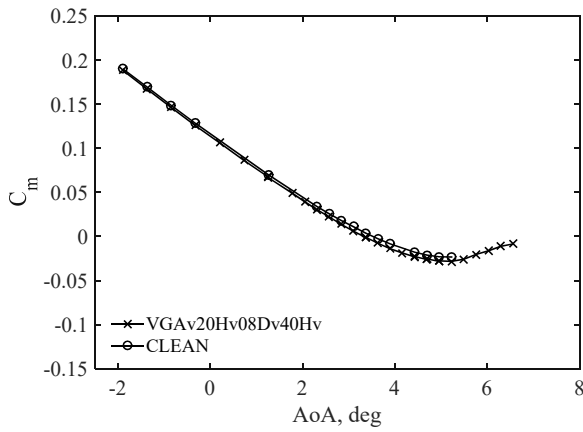
Appendix B-1 Mach 数 0.70 の結果



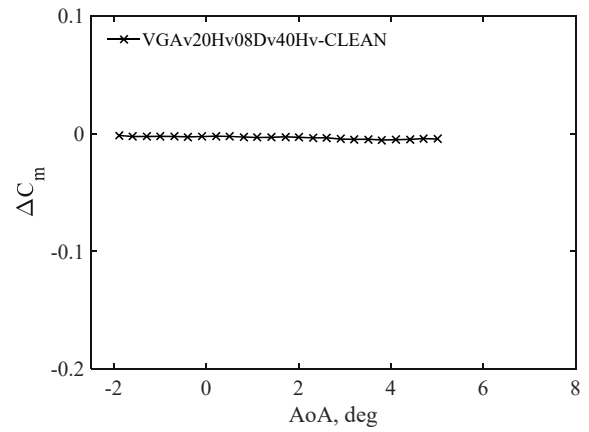
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



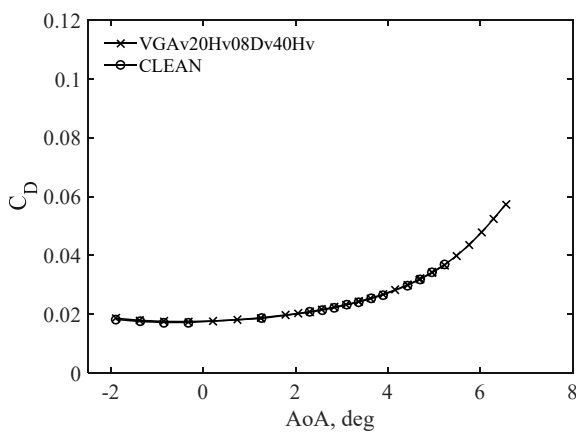
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



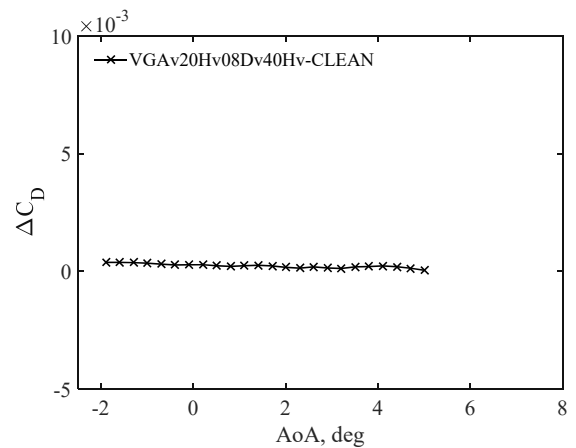
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

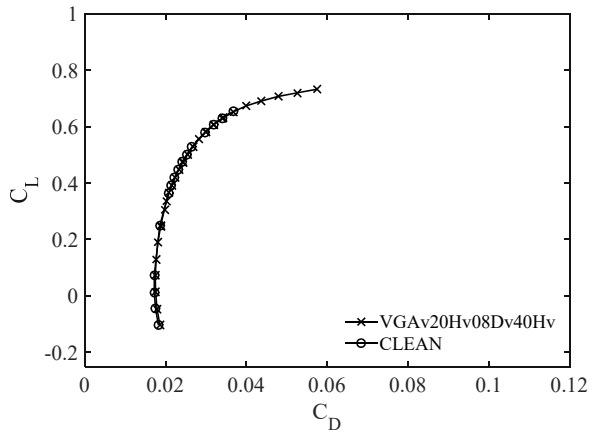
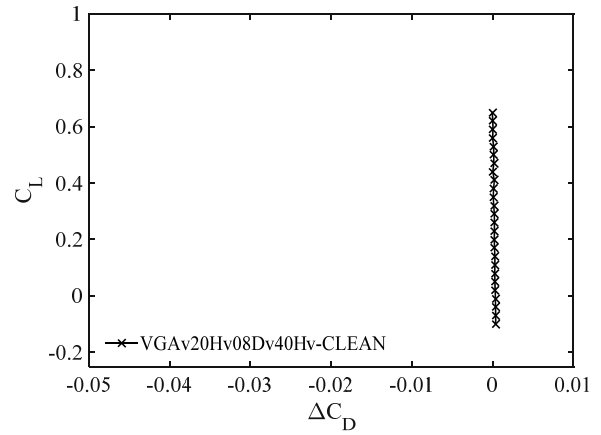
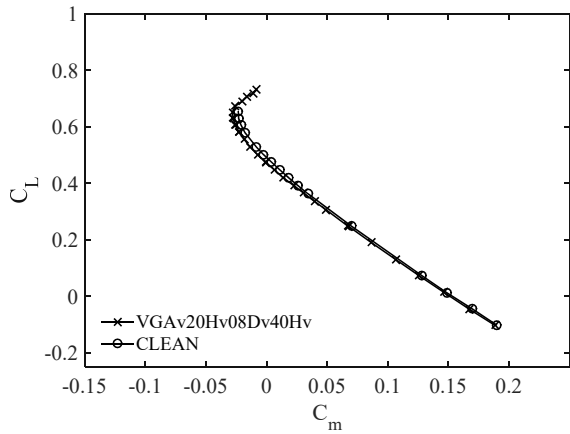
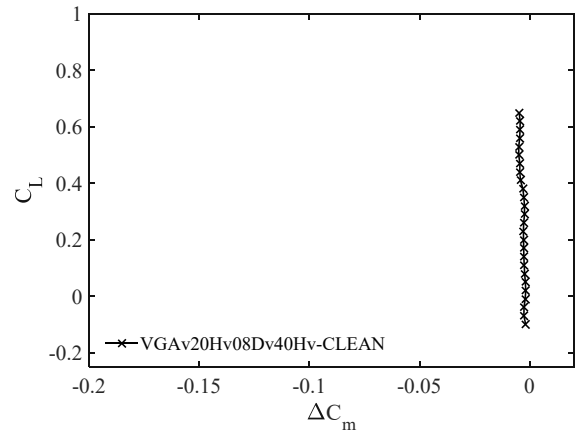
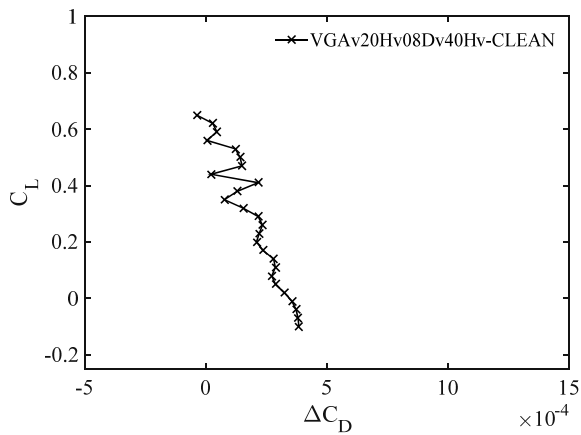
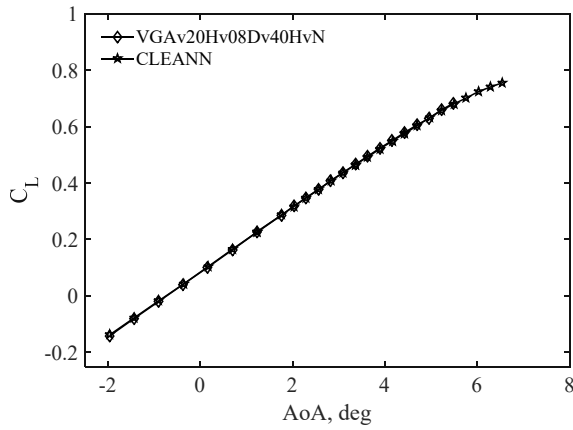
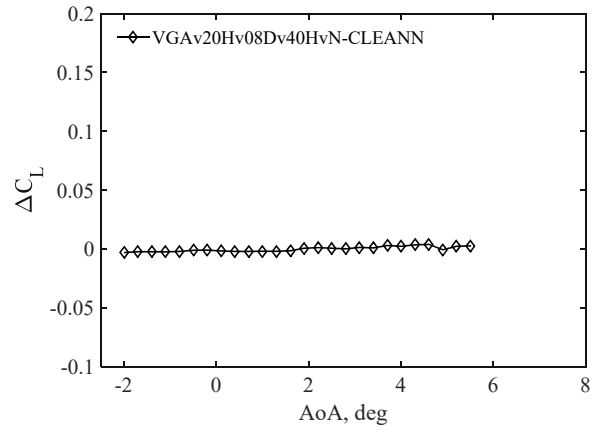
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-1-1 ナセルなし形態におけるVGなしとVG基本形態(VGAv20Hv08Dv40Hv)の比較 (Mach 数: 0.70)

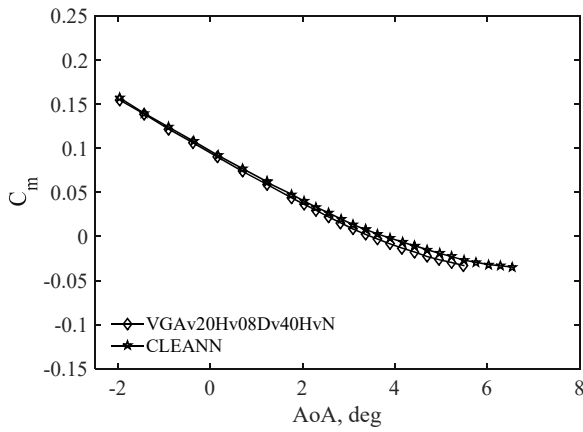
Appendix B-1 Mach 数 0.70 の結果



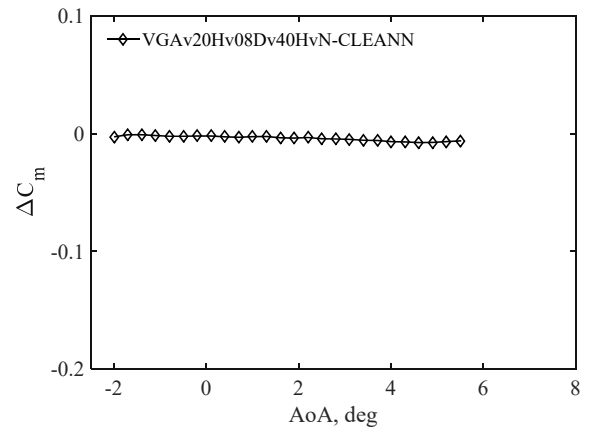
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



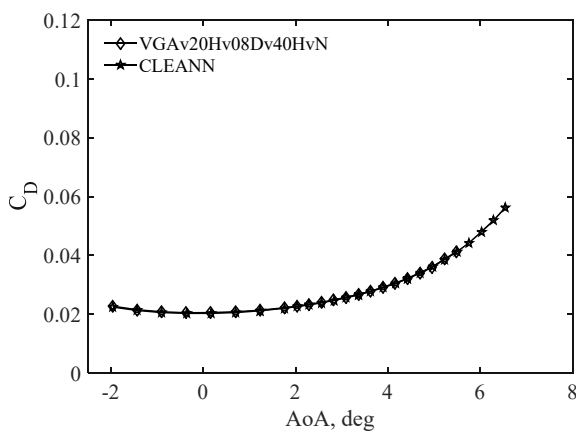
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



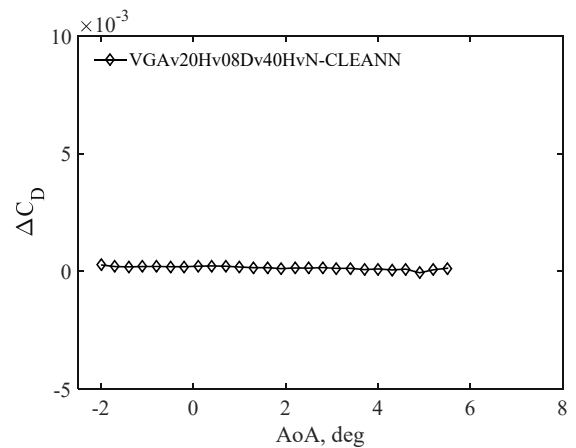
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



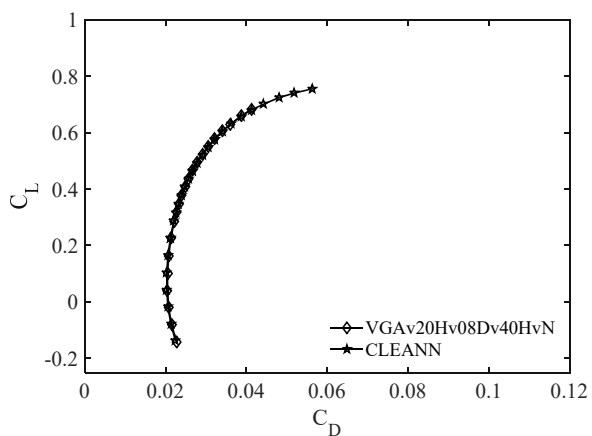
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



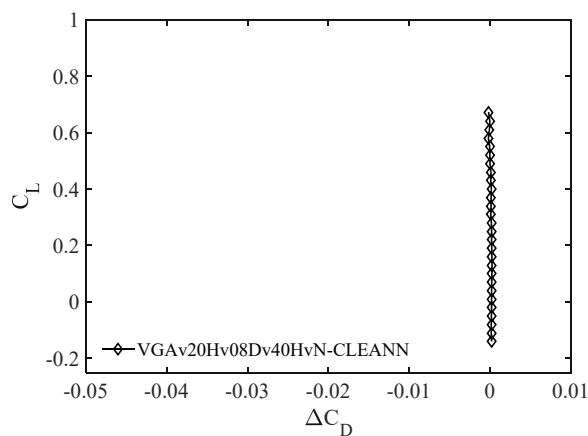
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



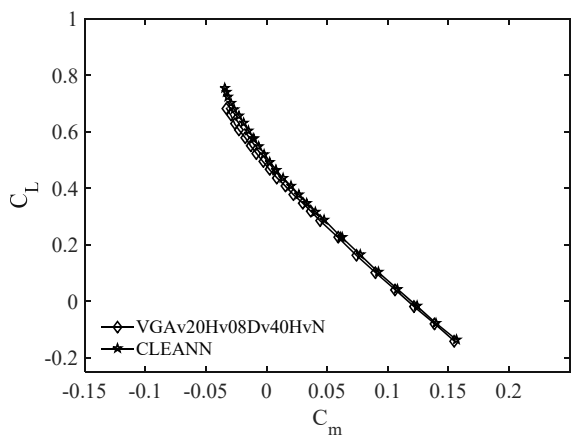
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



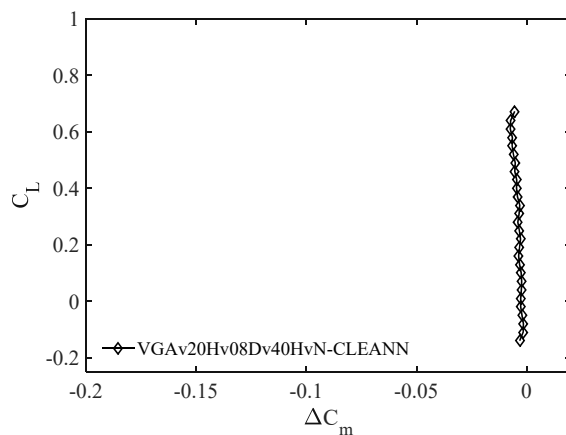
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



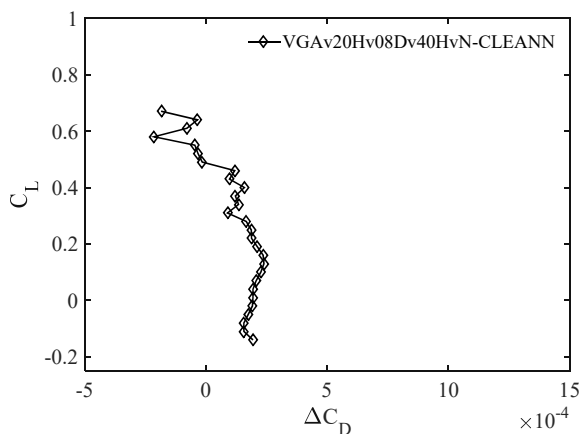
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



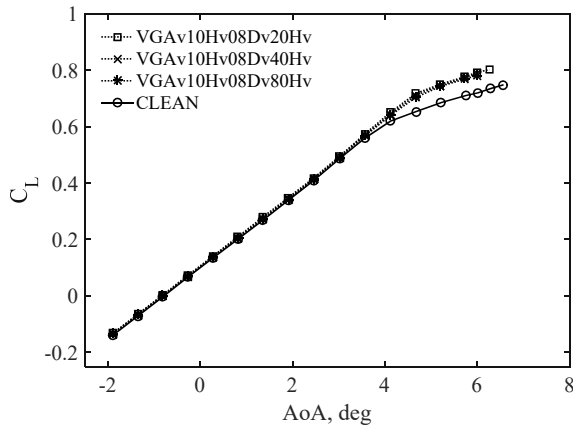
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



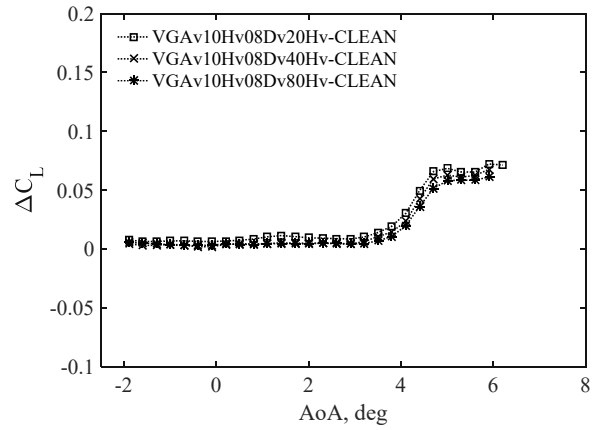
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-1-2 ナセルあり形態におけるVGなしとVG基本形態(VGAv20Hv08Dv40HvN)の比較 (Mach数: 0.70)

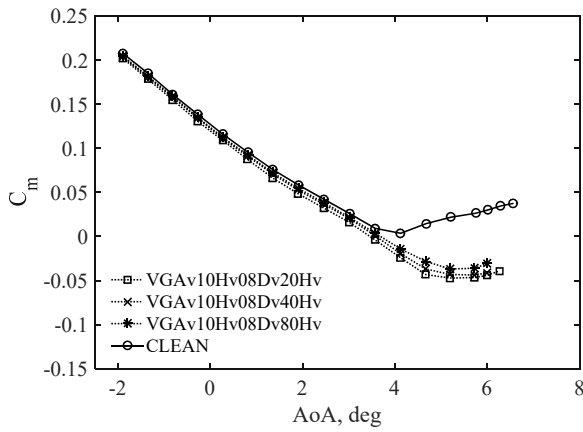
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



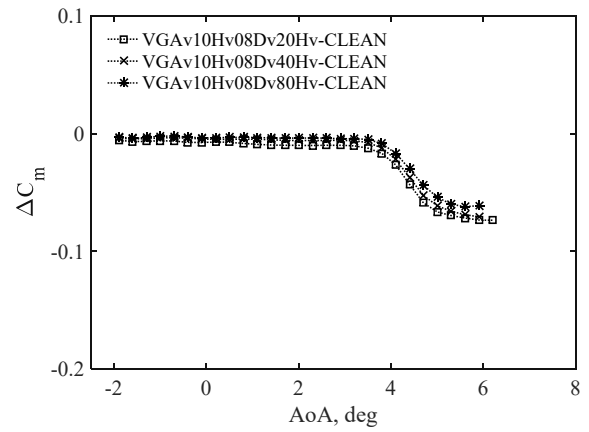
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



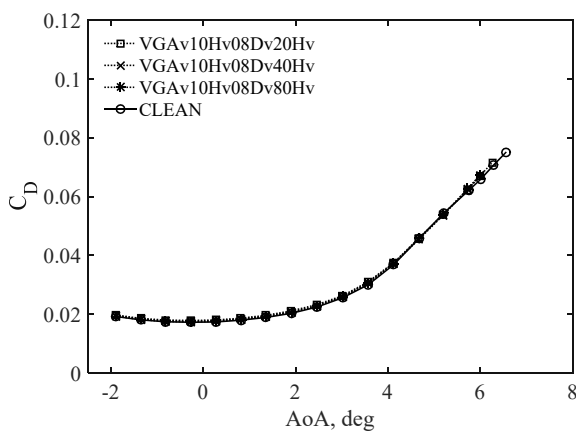
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



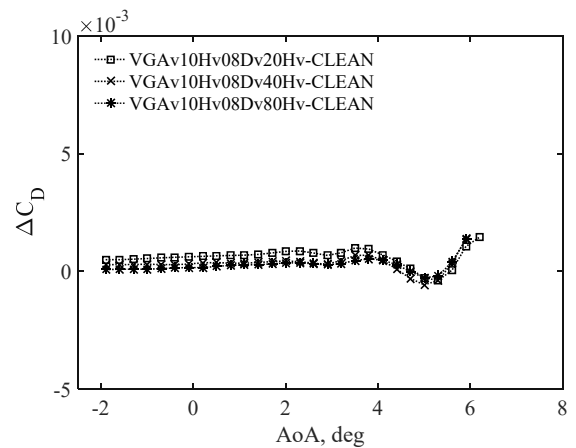
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

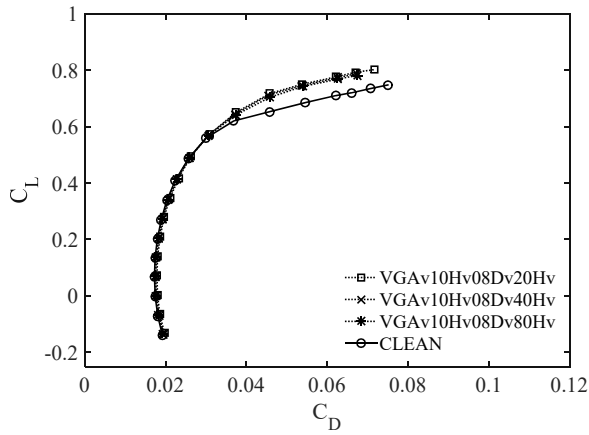
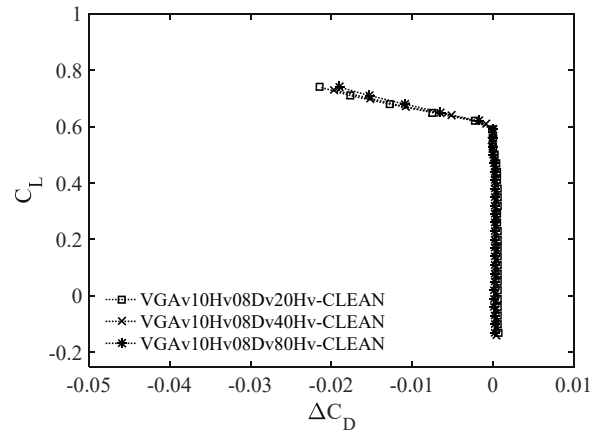
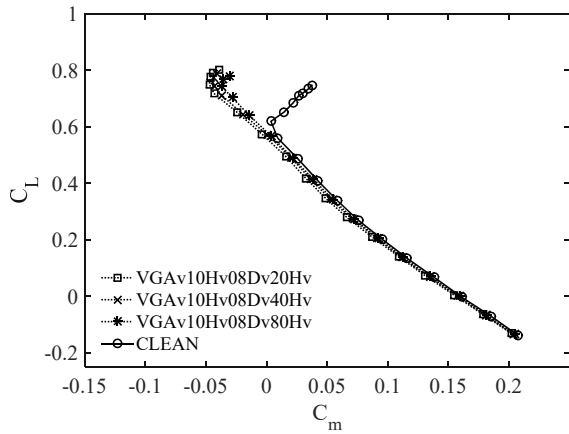
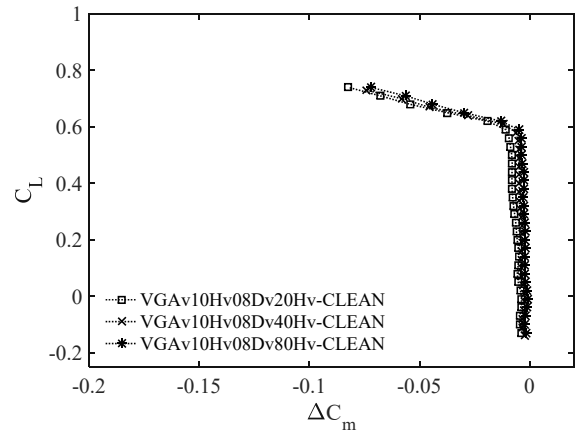
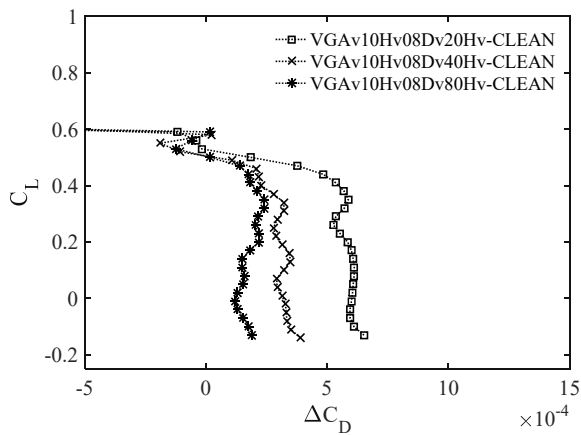
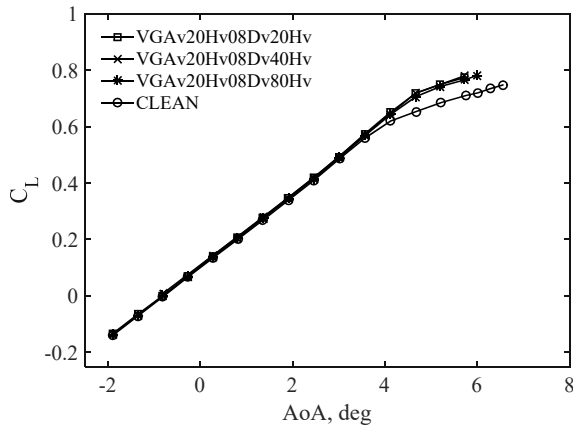
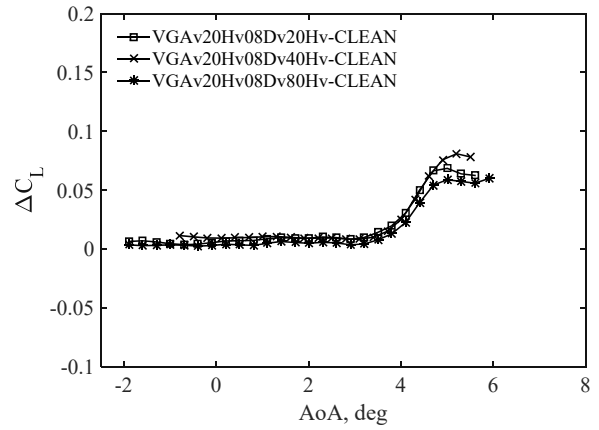
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-1 取り付け角 10deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.83)

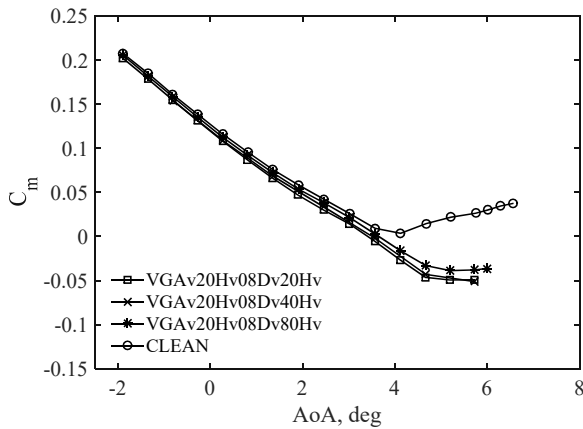
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



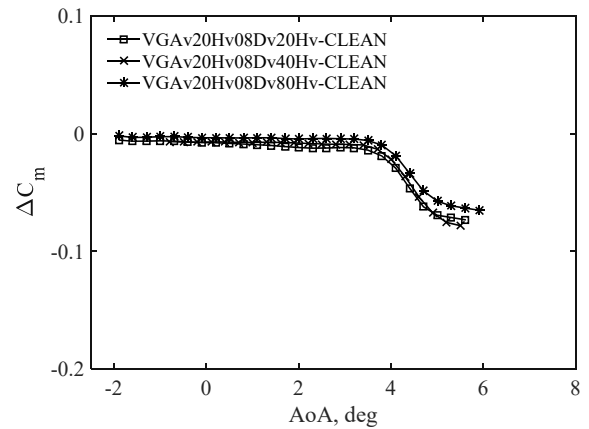
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



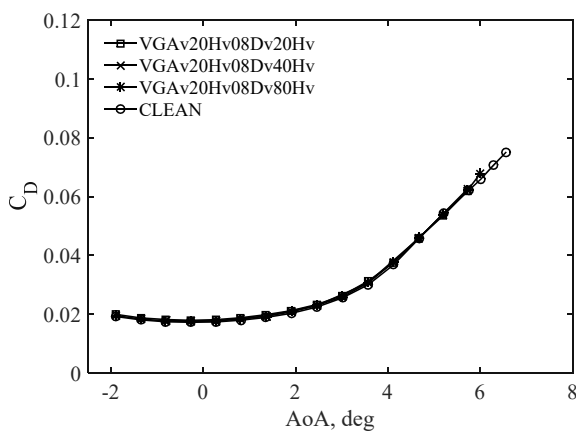
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



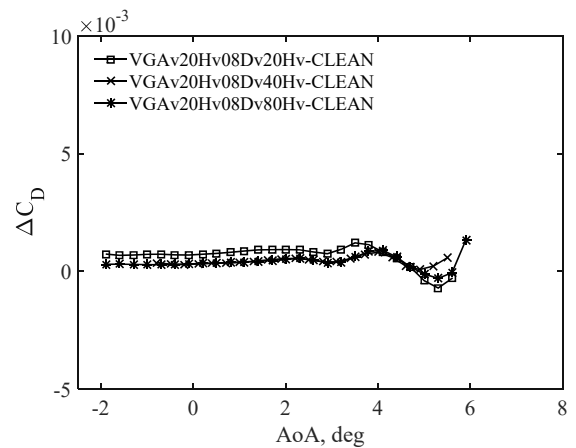
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

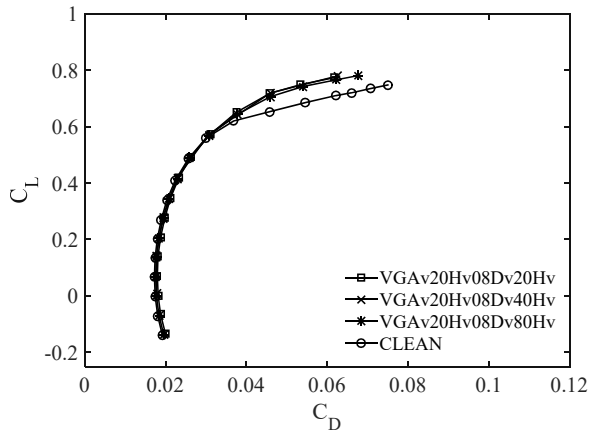
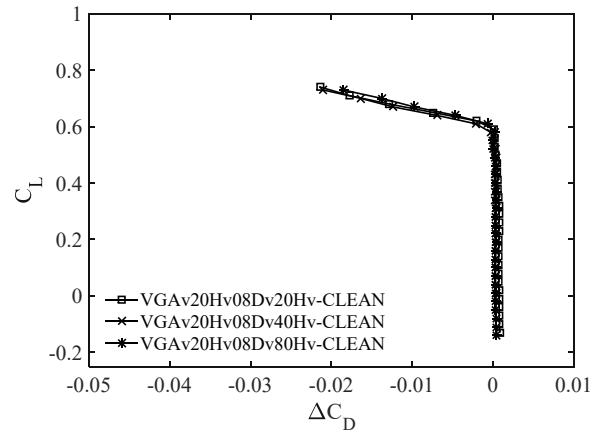
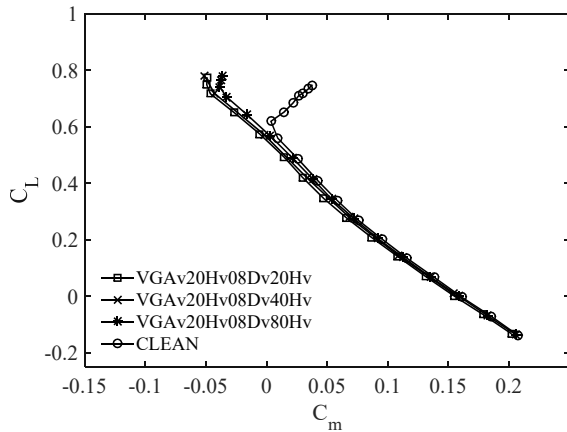
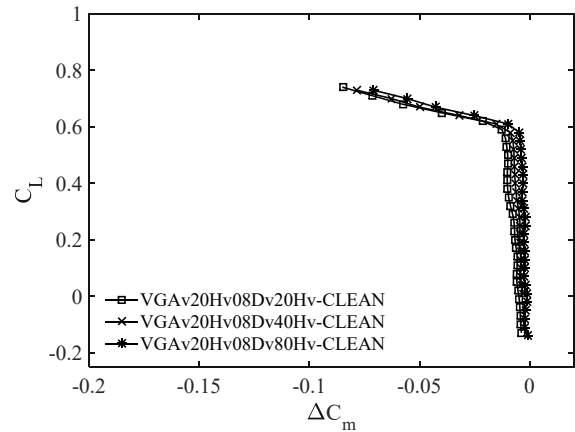
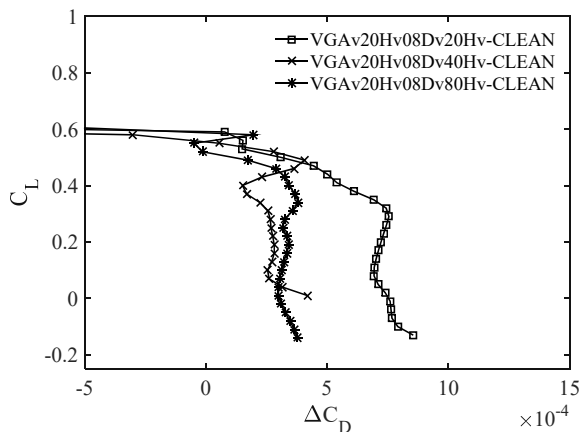
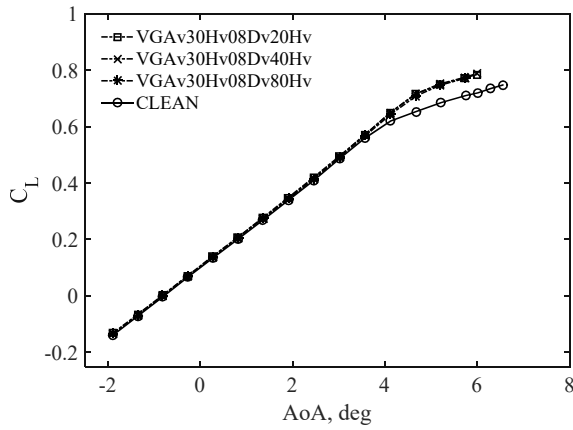
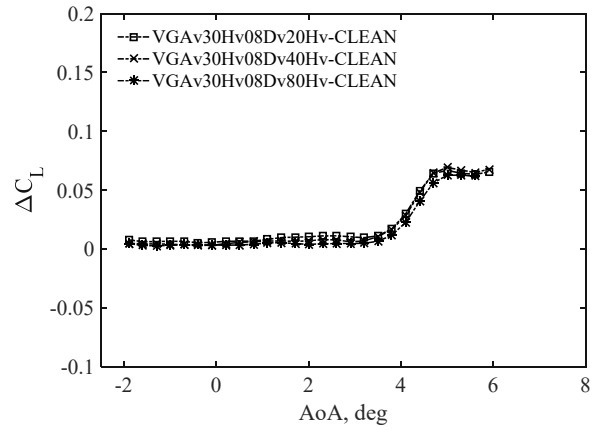
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-2 取り付け角 20deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.83)

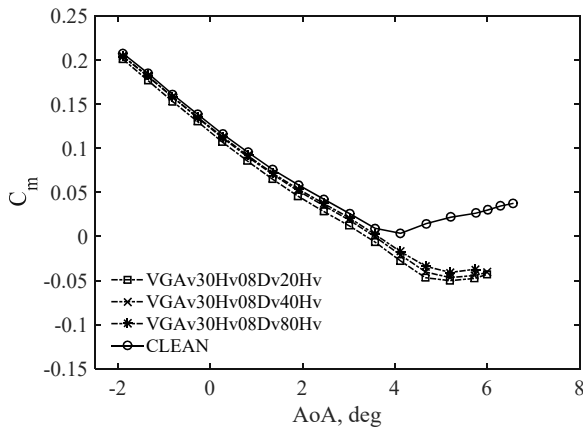
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



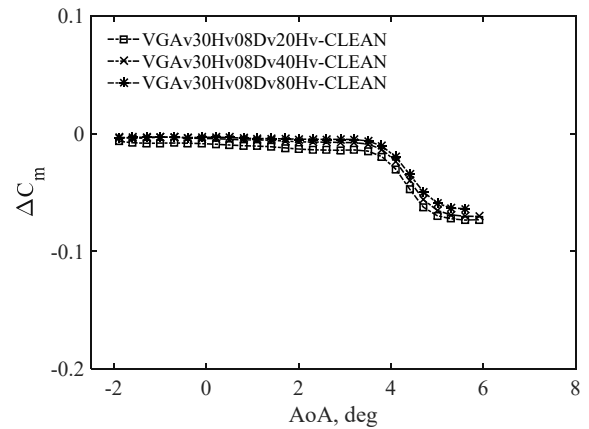
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



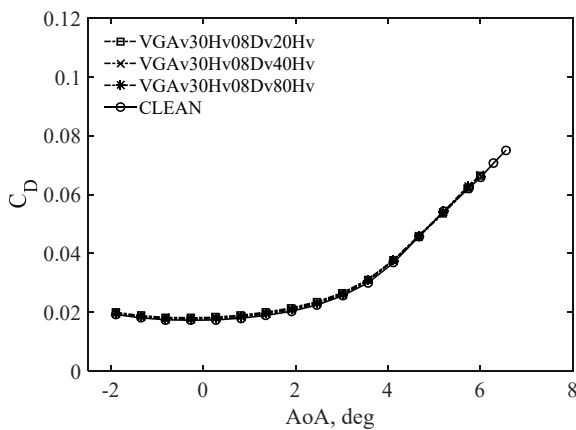
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



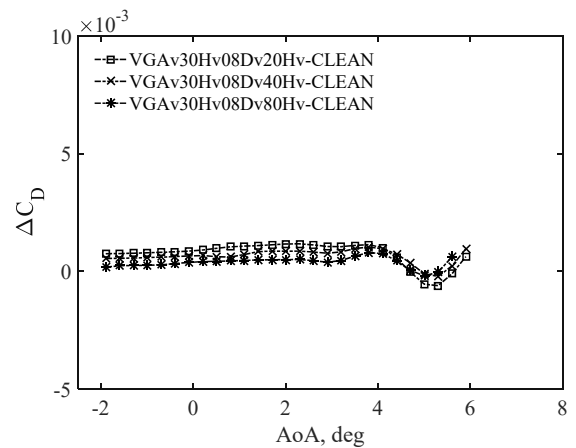
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

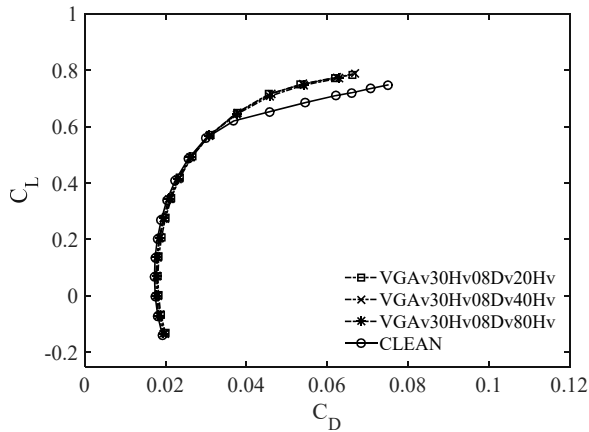
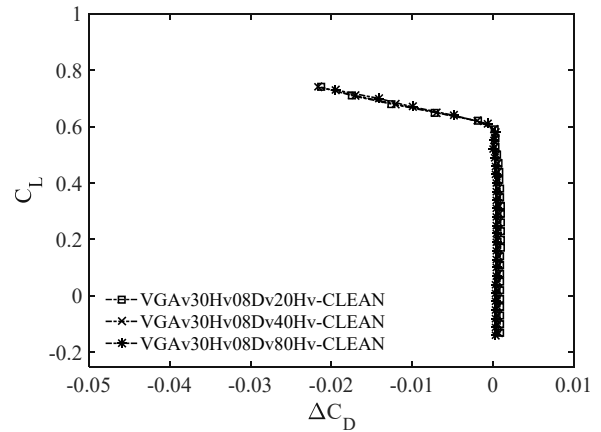
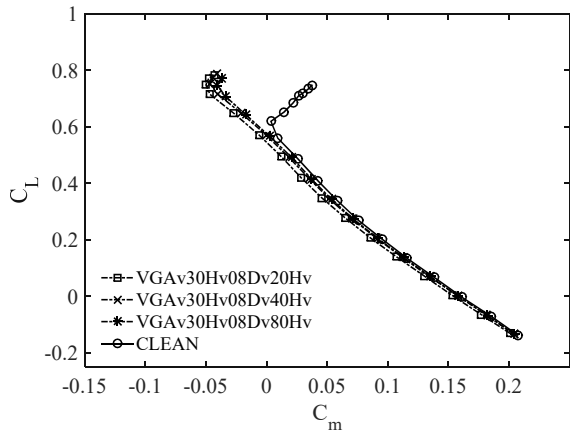
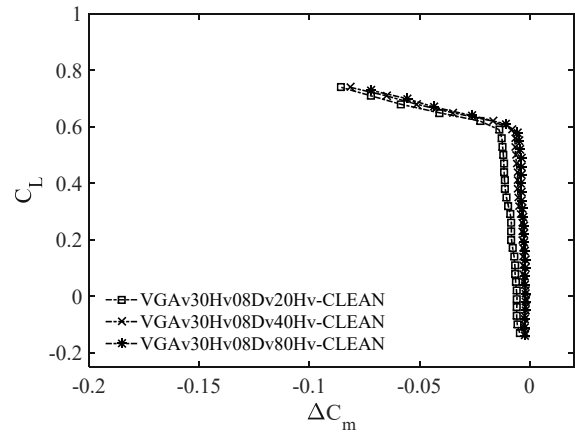
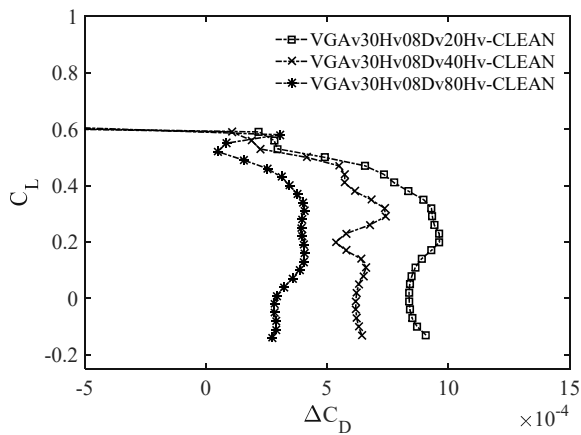
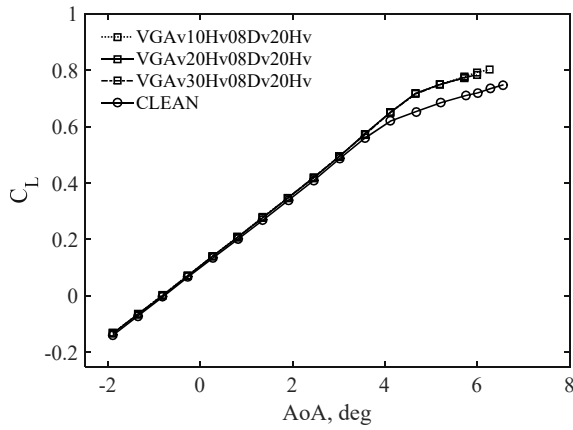
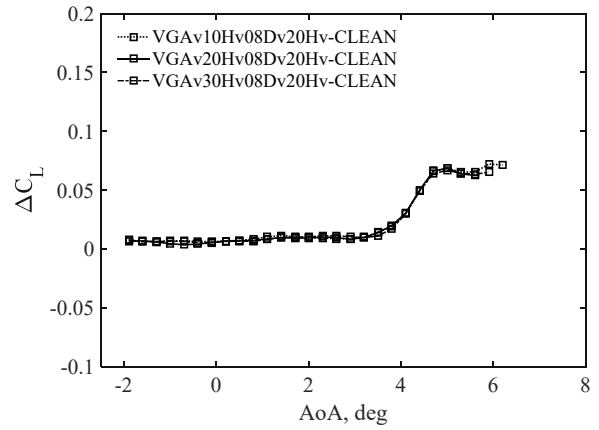
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-3 取り付け角 30deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.83)

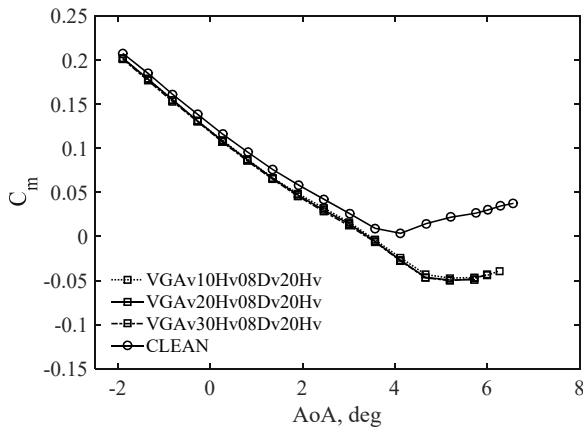
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



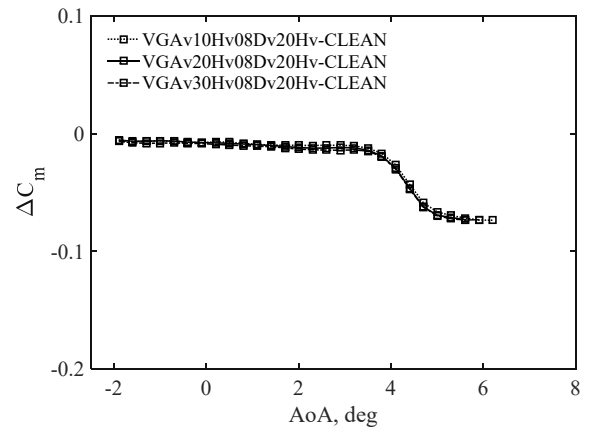
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



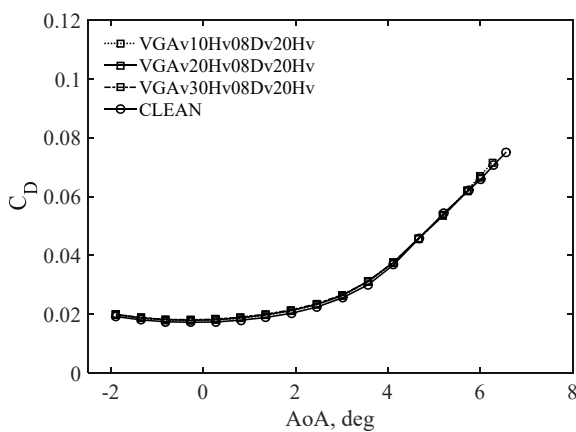
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



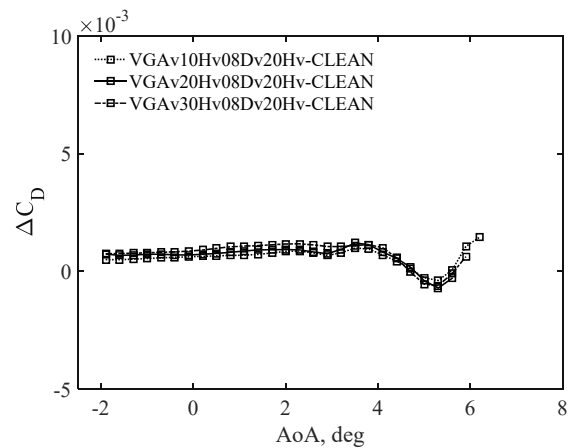
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

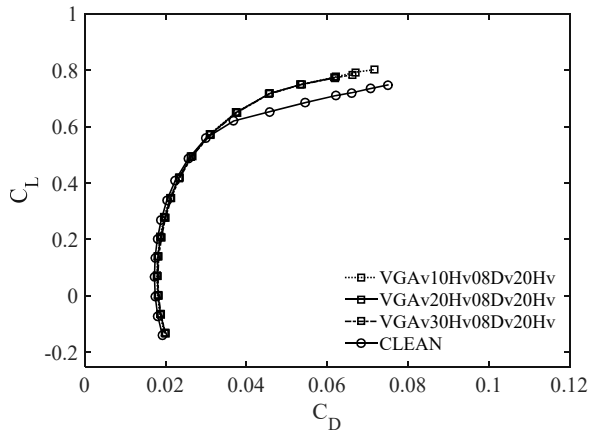
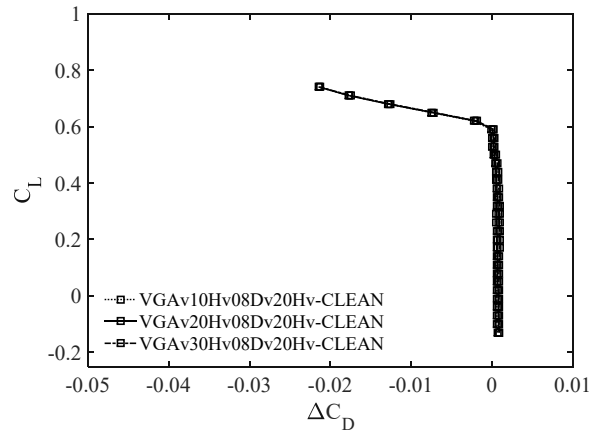
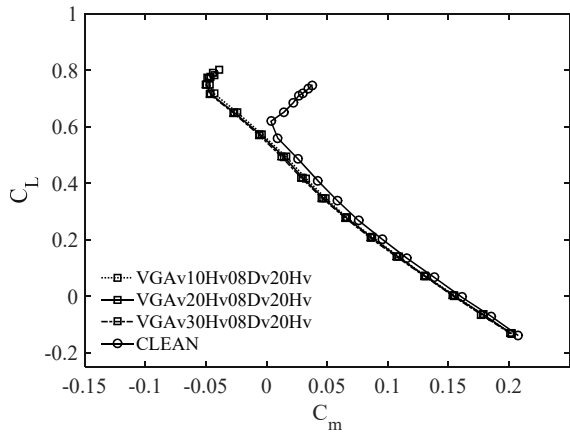
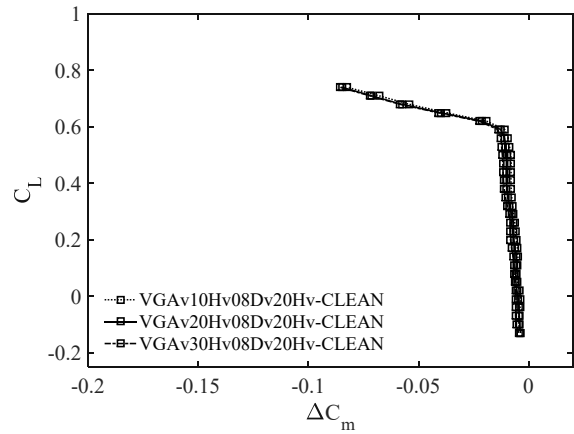
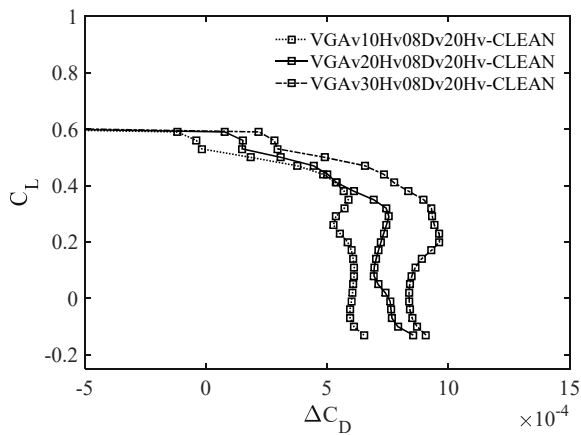
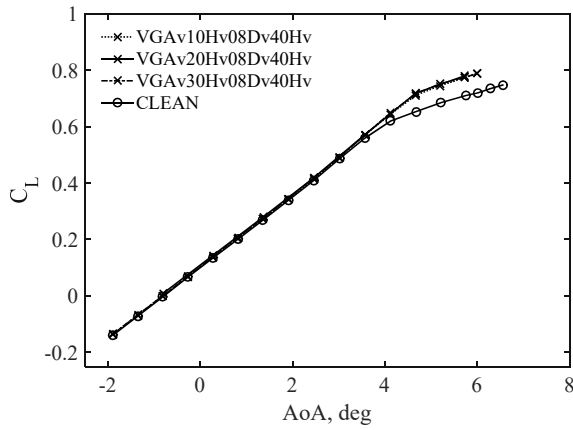
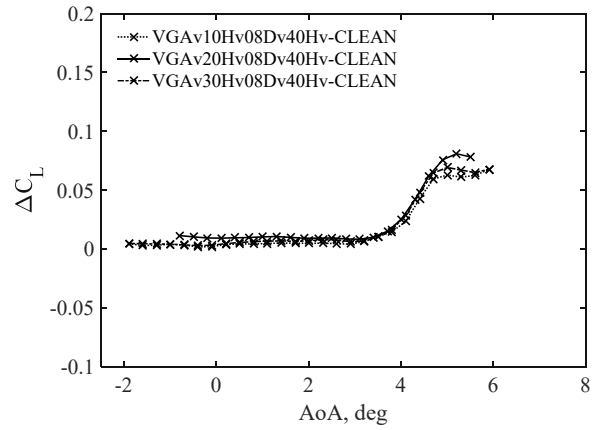
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-4 VG 間隔 20Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.83)

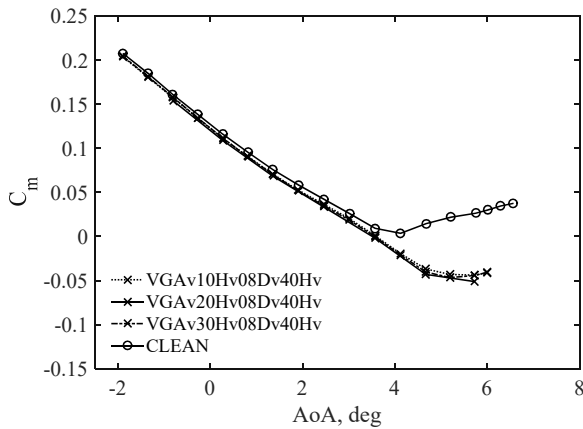
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



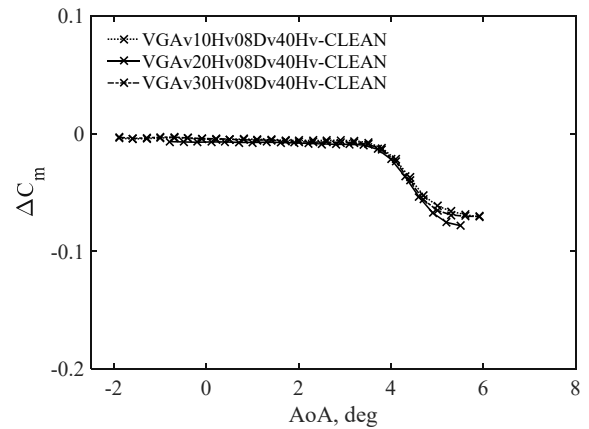
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



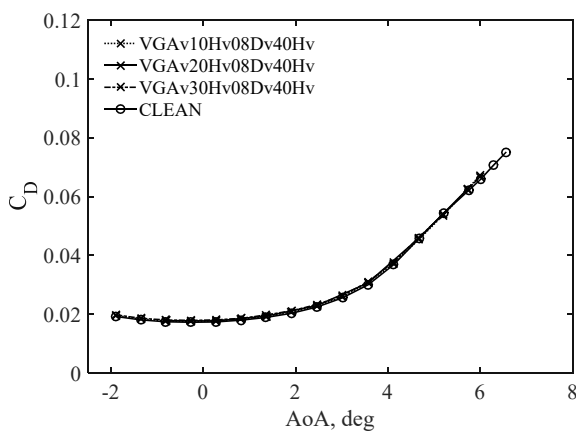
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



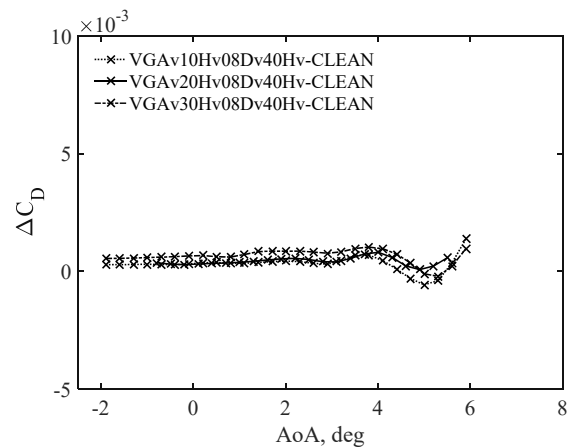
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

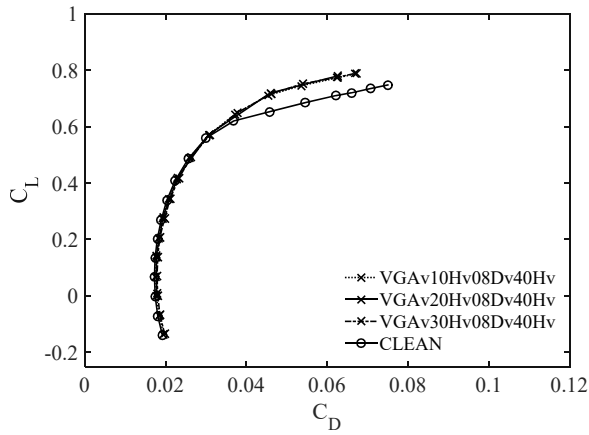
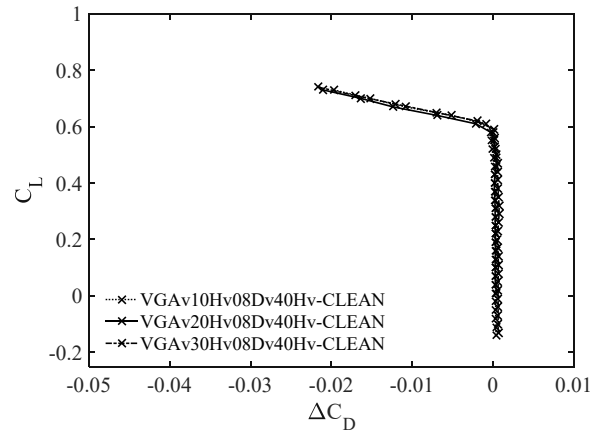
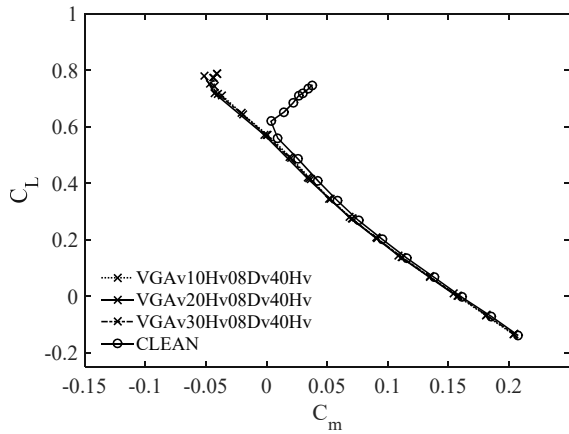
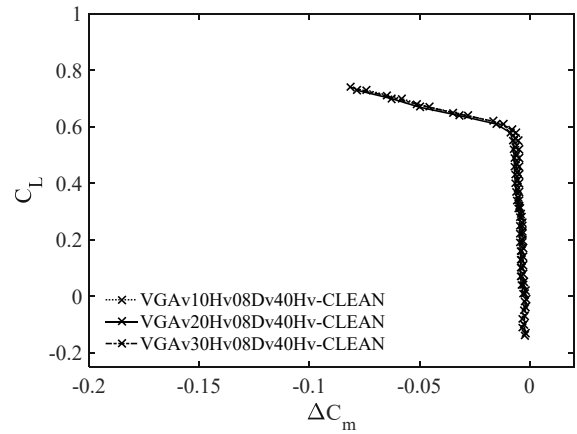
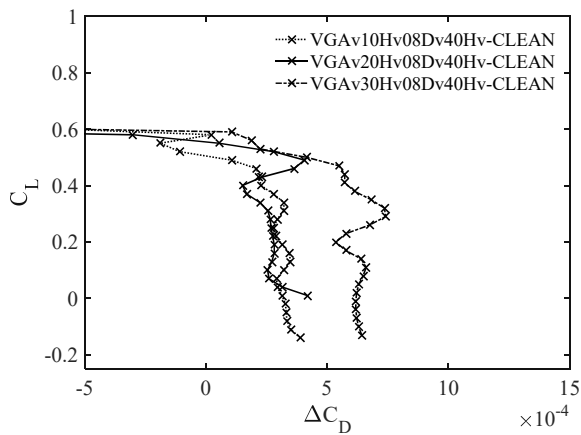
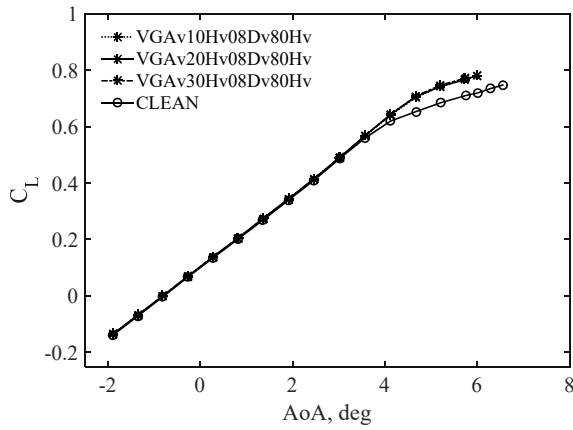
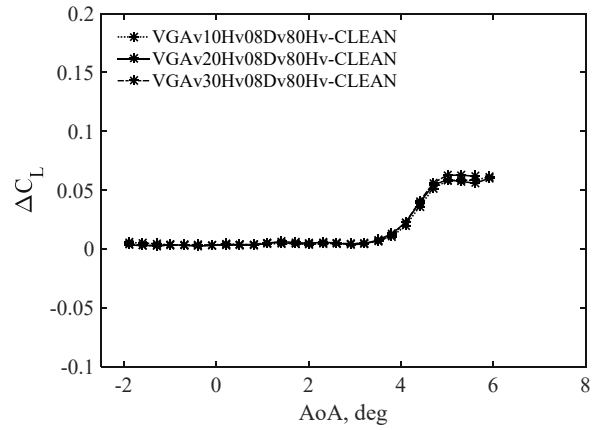
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-5 VG 間隔 40Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.83)

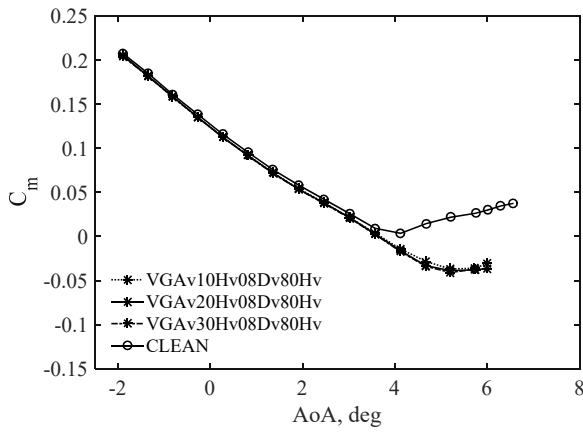
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



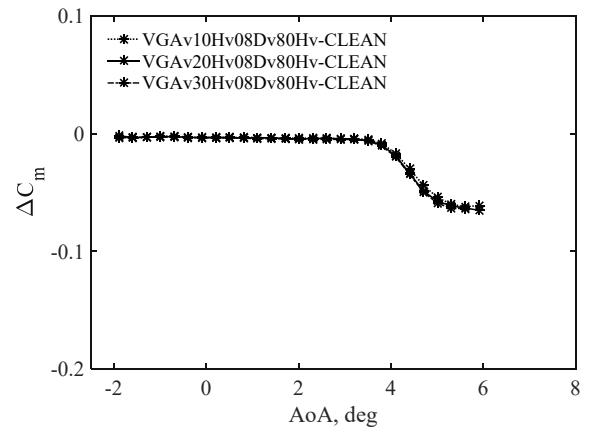
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



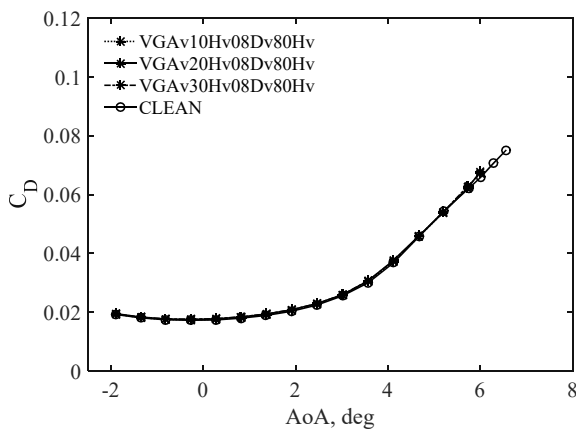
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



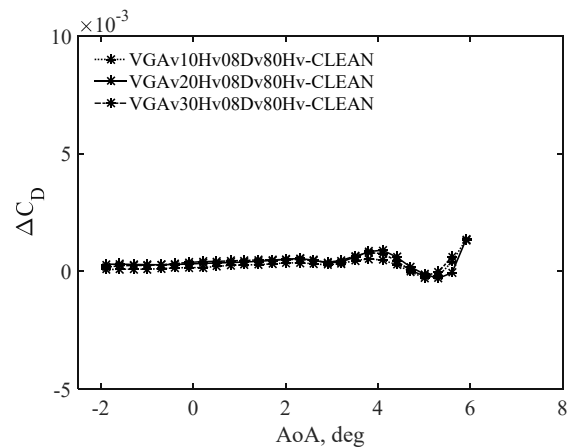
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

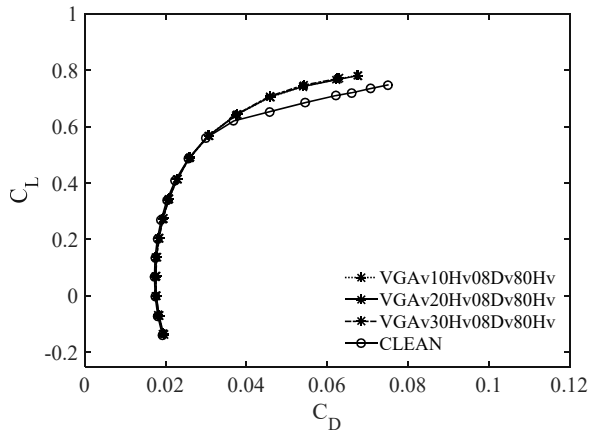
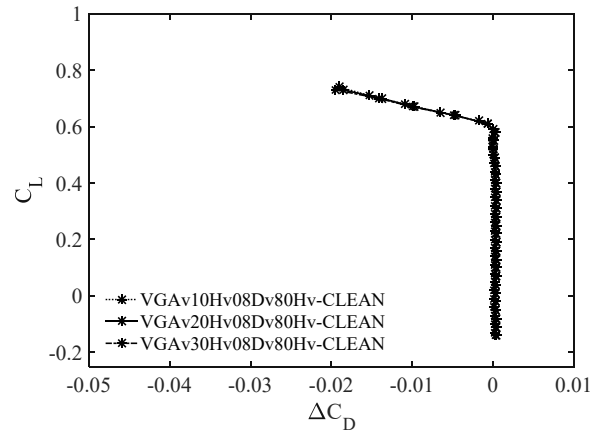
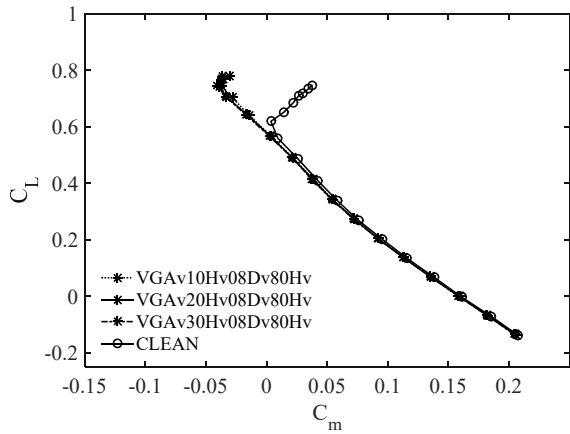
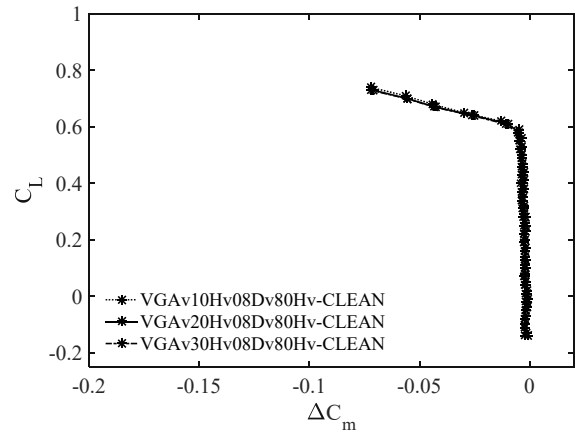
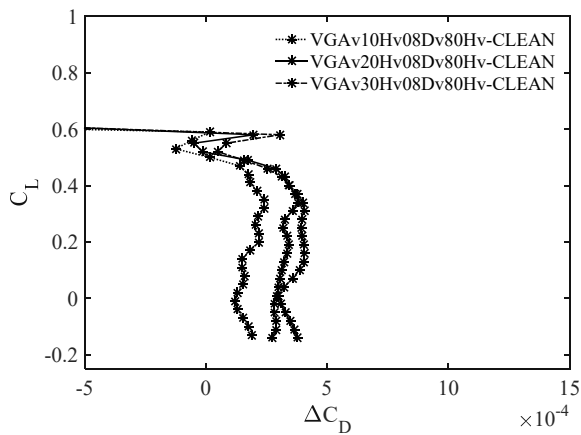
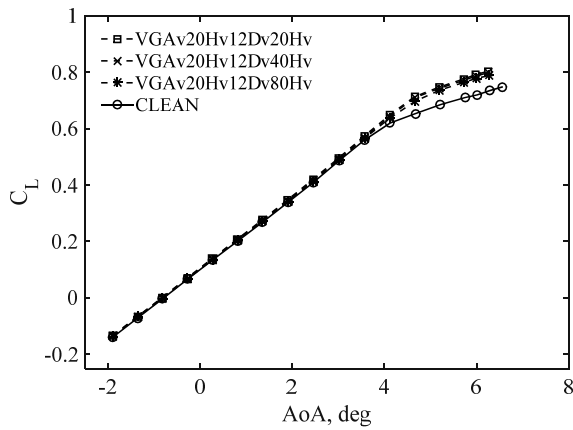
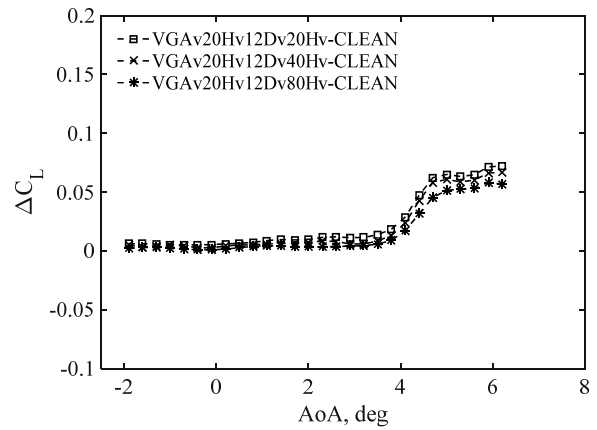
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-6 VG 間隔 80Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.83)

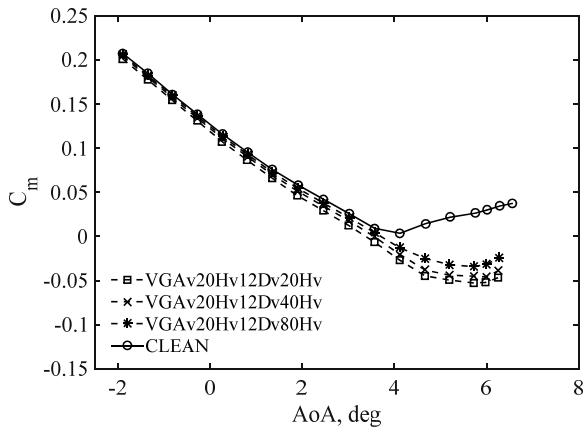
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



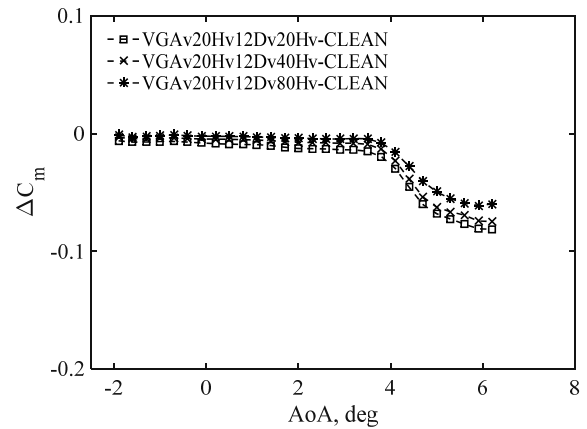
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



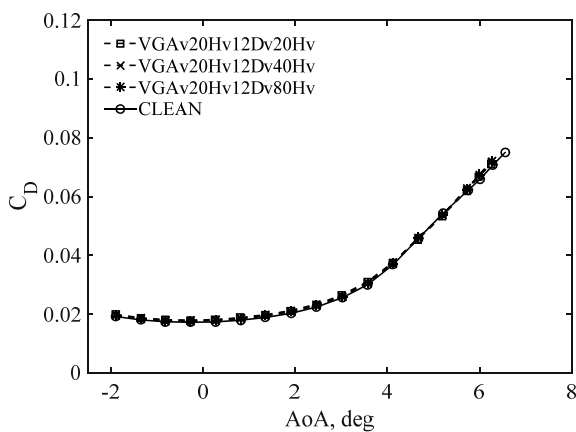
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



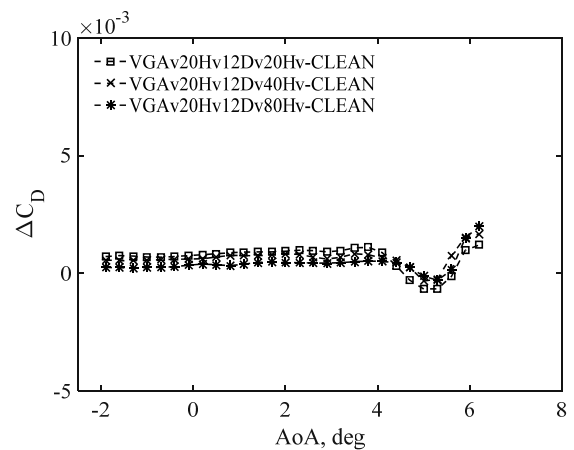
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

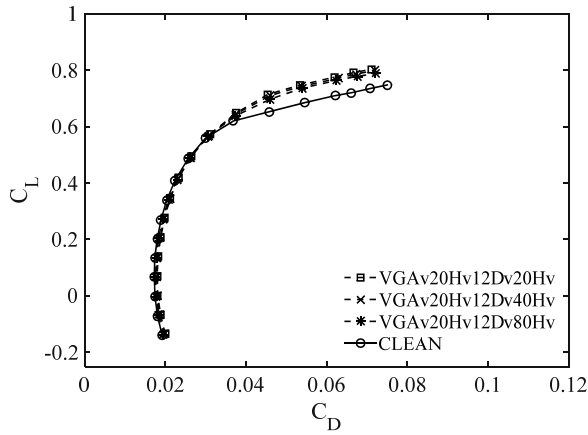
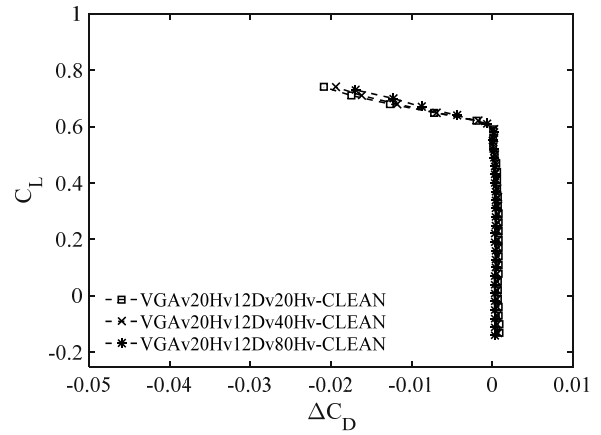
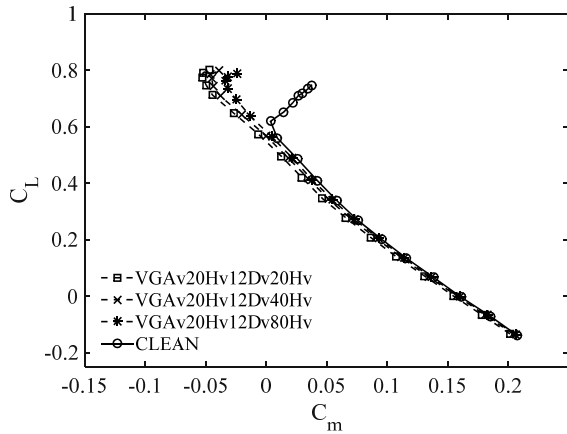
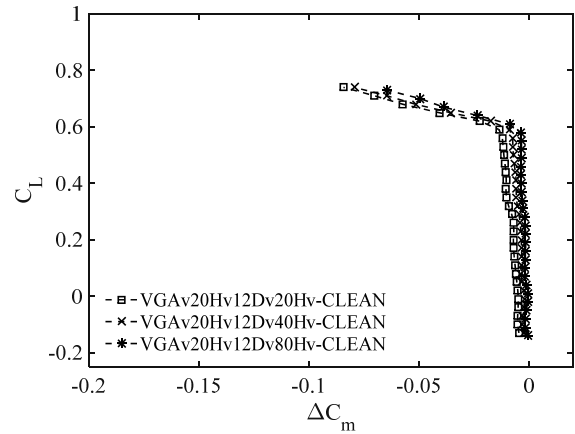
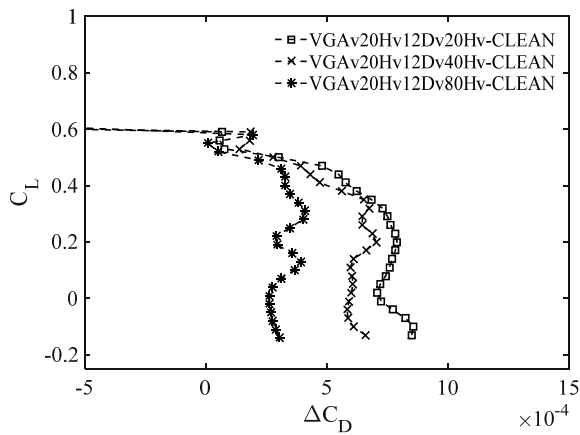
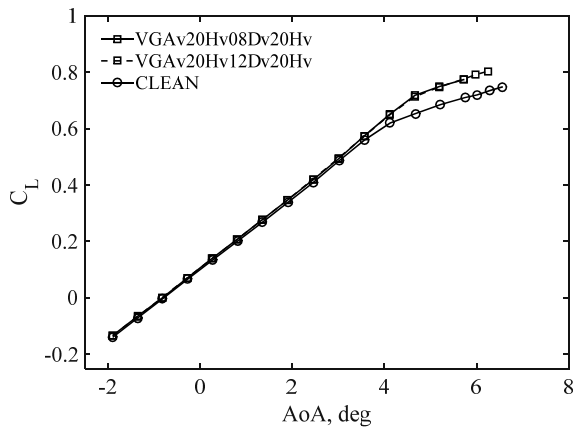
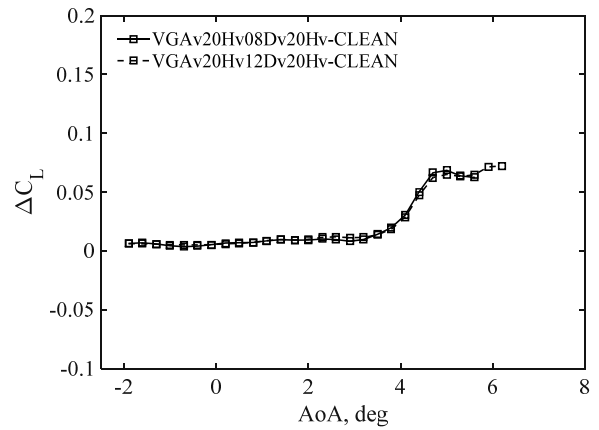
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-7 VG 高さ 1.2 mm における VG 間隔の影響(Mach 数: 0.83)

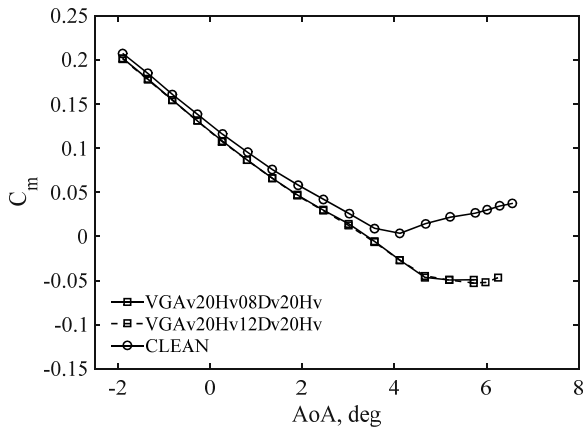
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



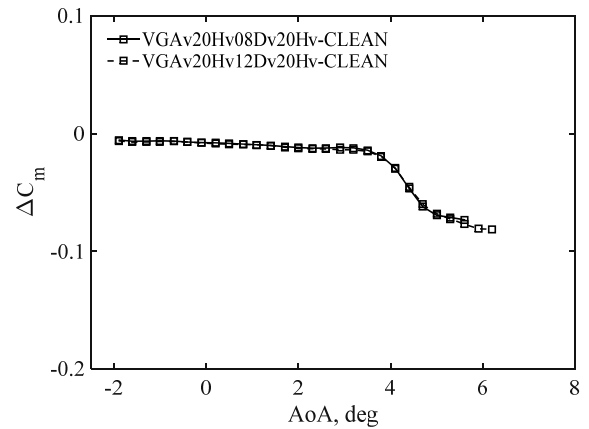
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



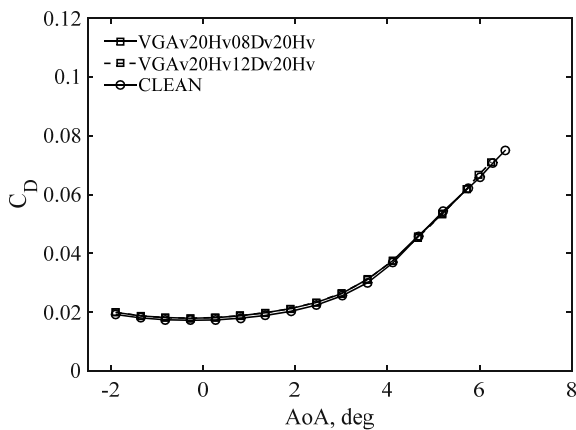
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



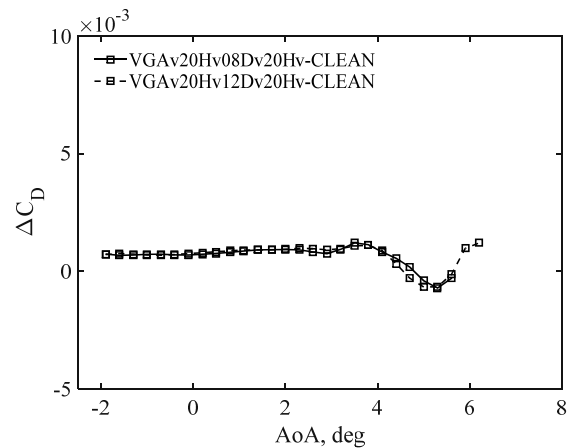
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

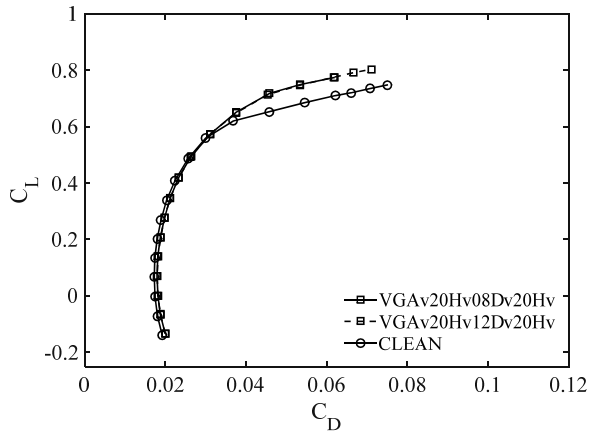
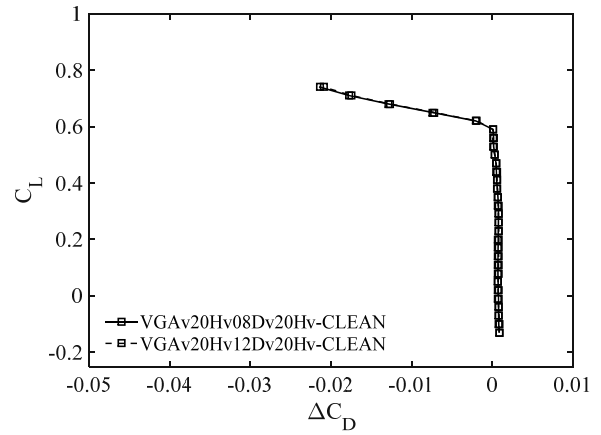
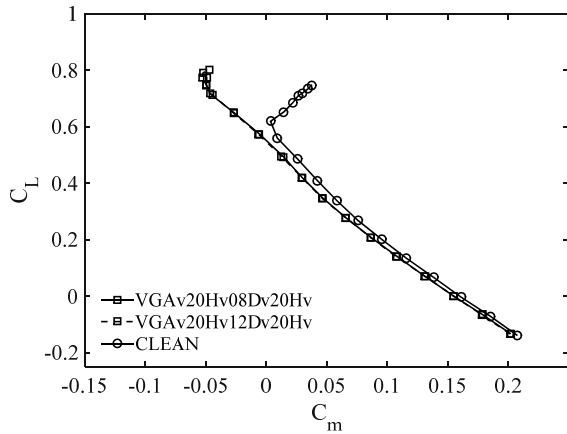
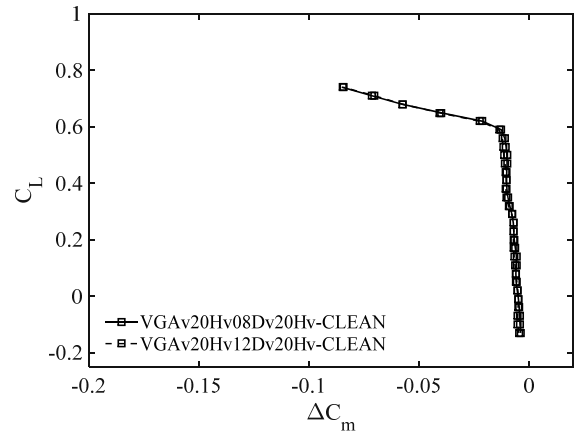
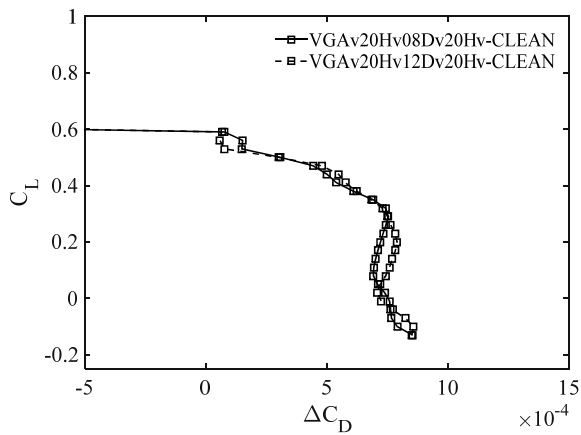
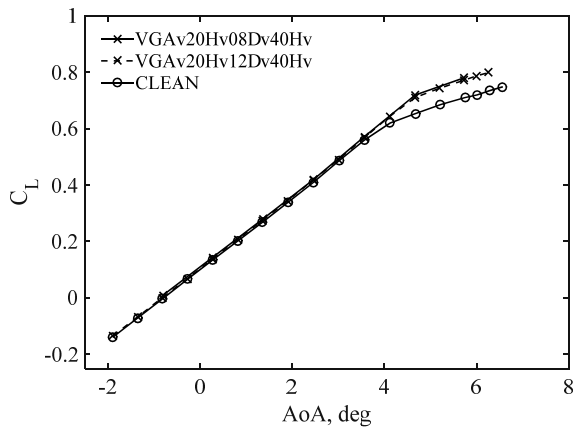
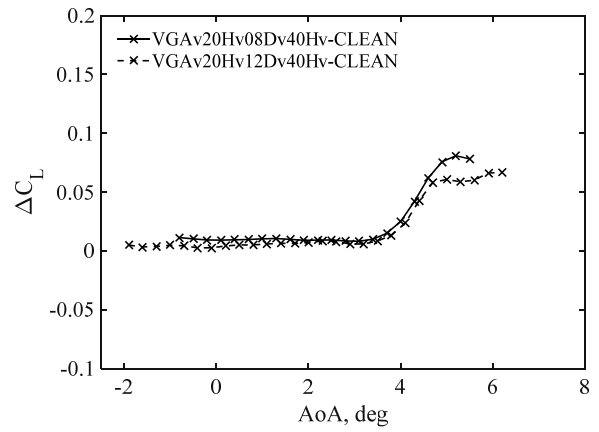
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-8 VG 間隔 20Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.83)

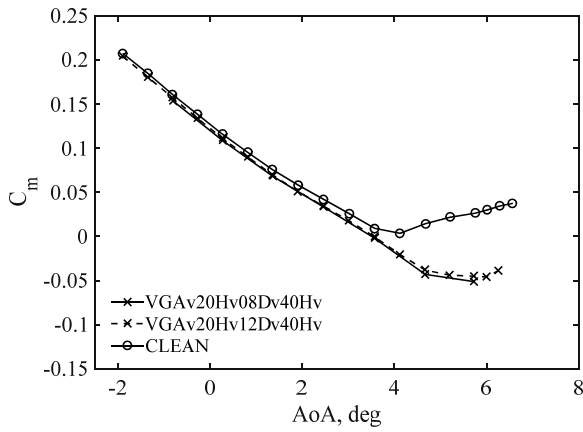
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



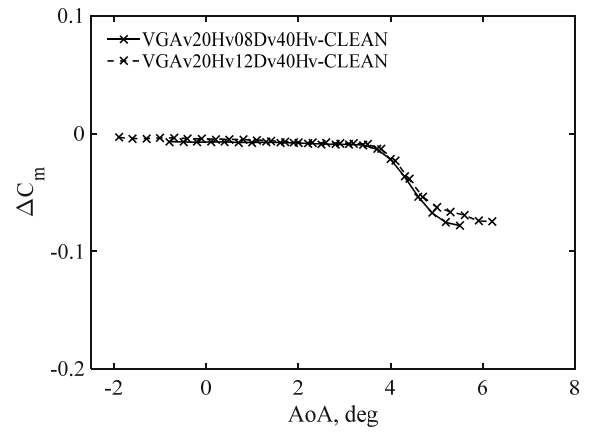
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



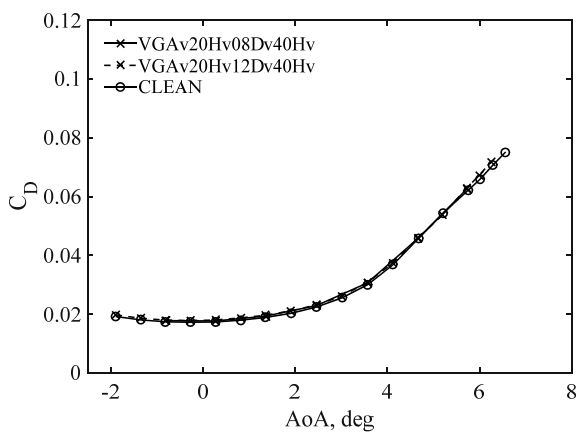
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



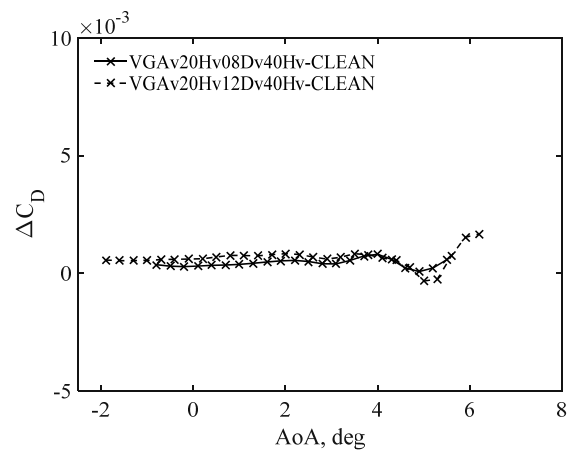
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

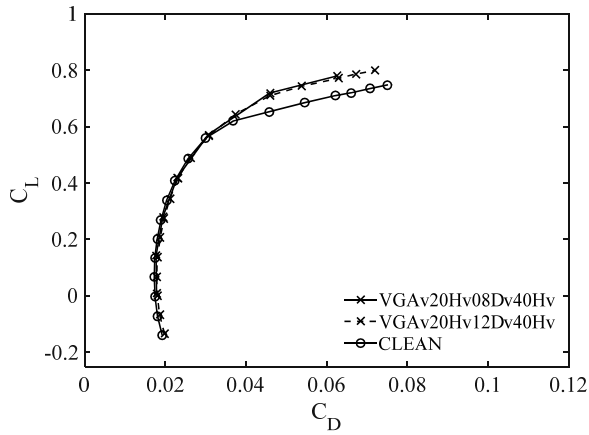
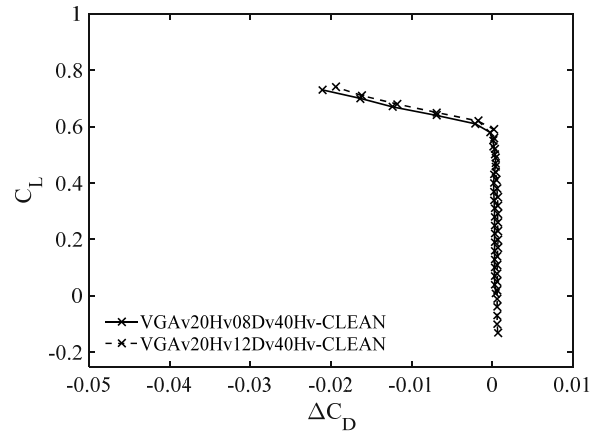
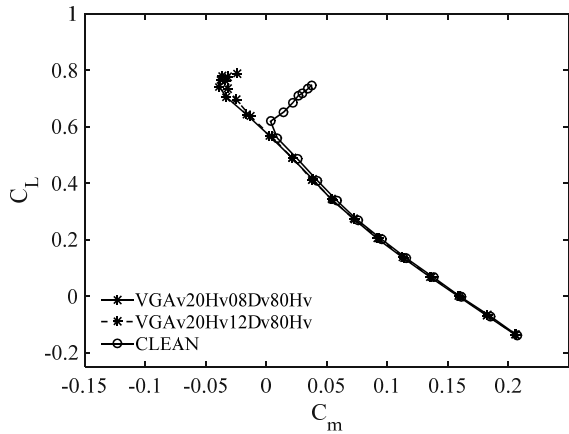
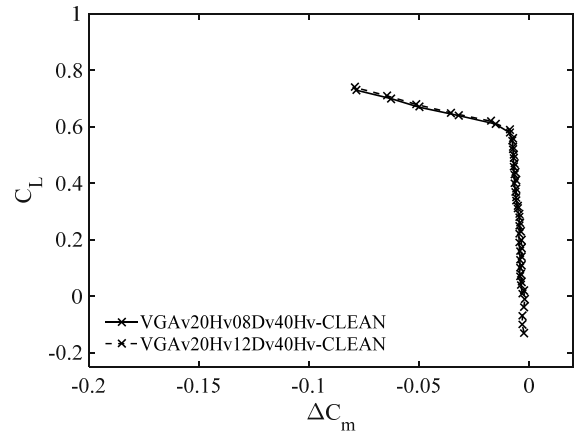
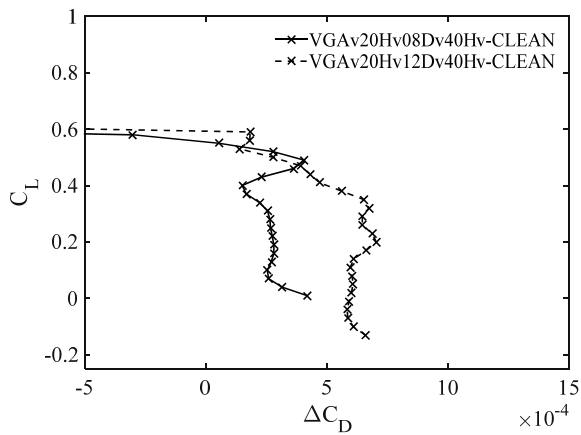
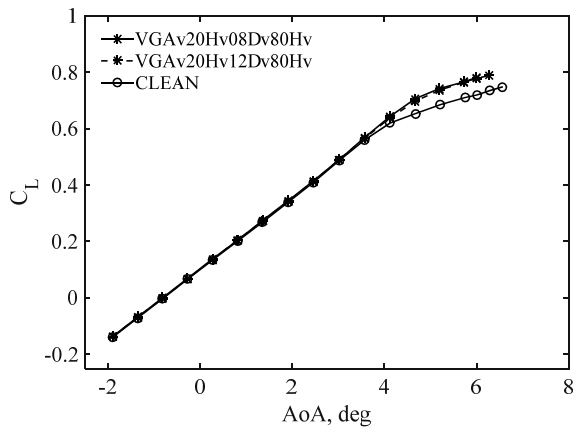
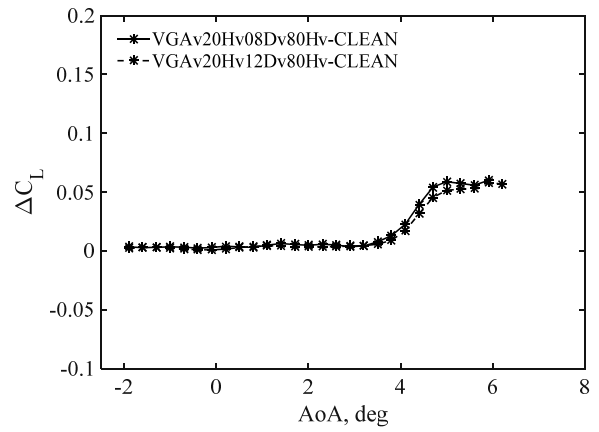
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-9 VG 間隔 40Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.83)

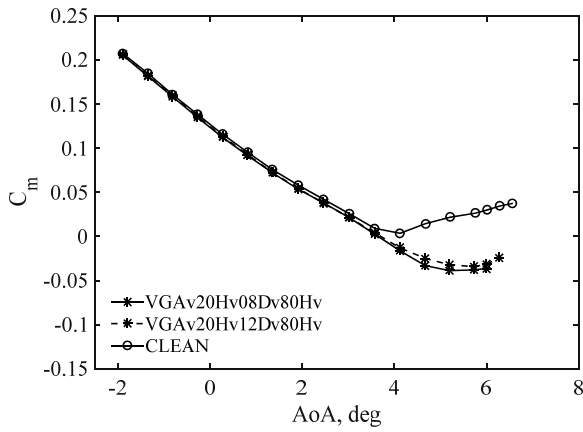
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



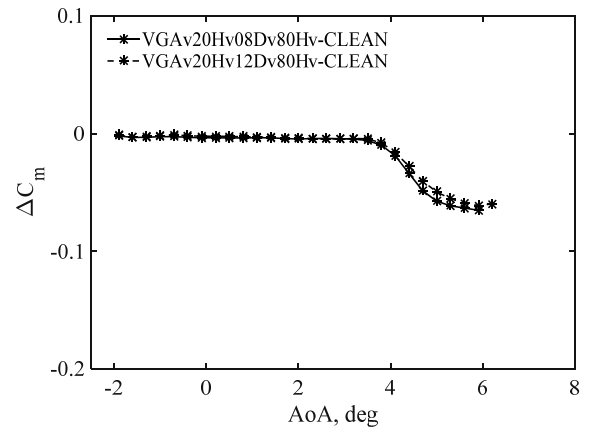
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



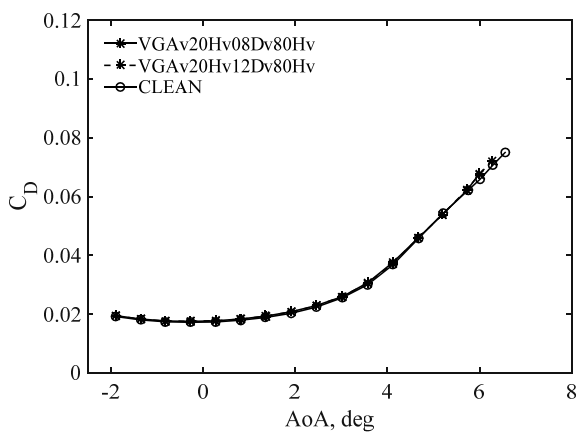
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



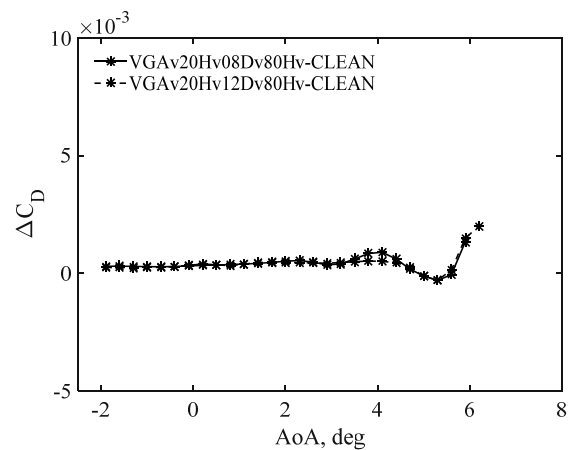
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



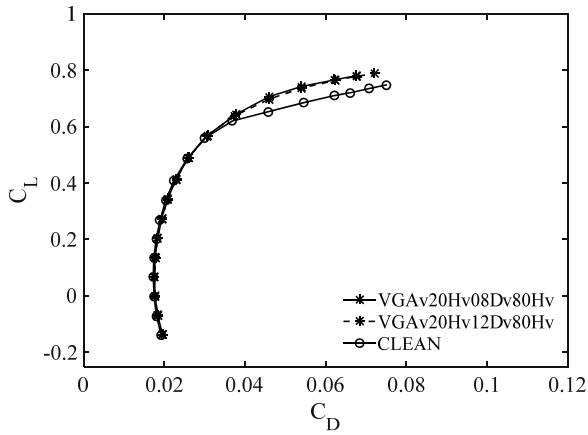
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



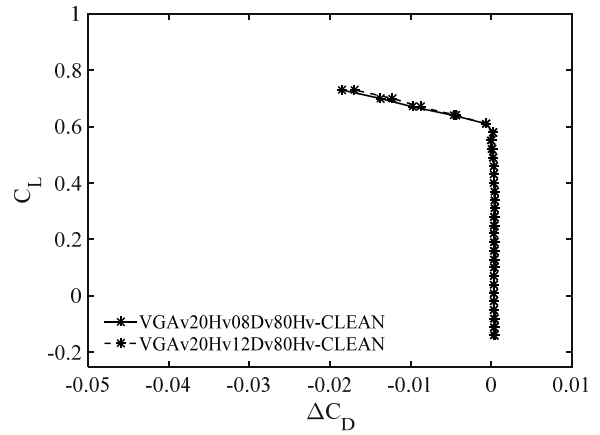
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



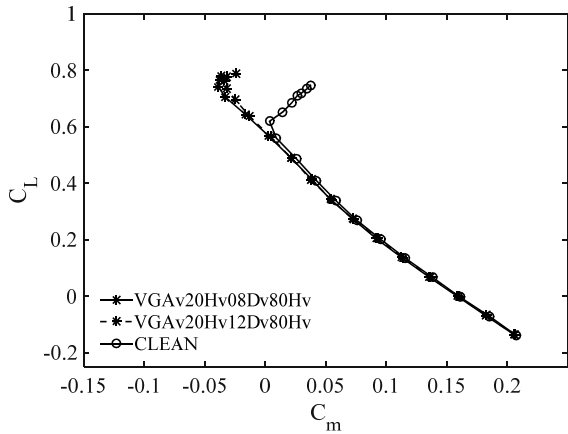
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



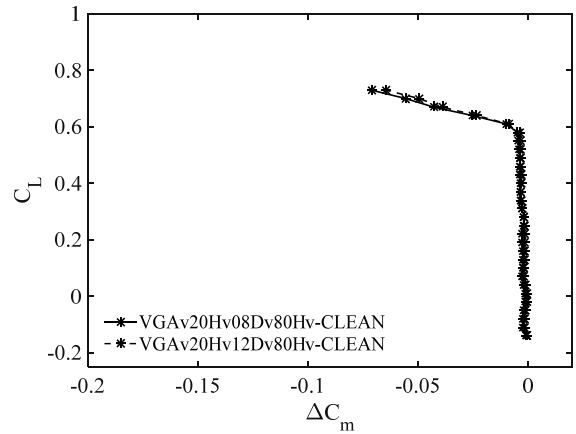
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



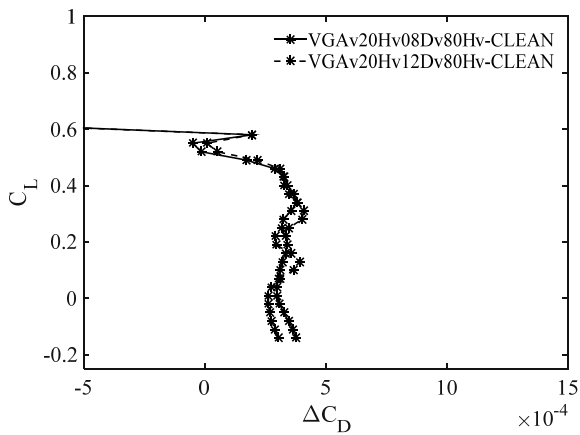
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



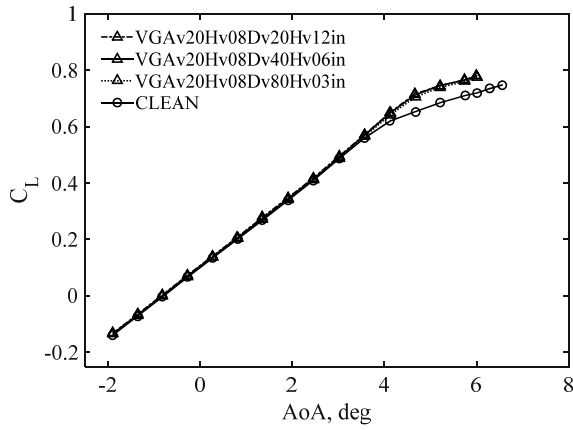
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



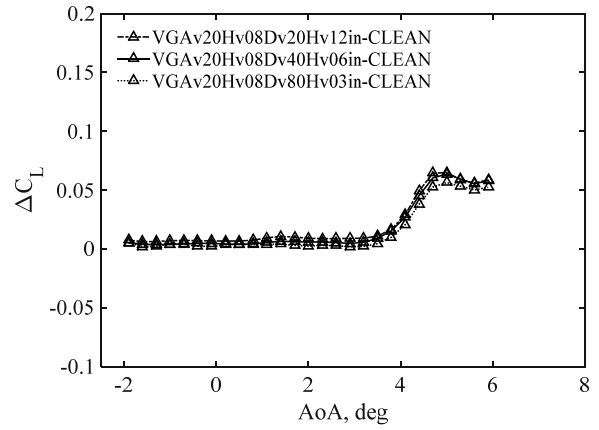
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-10 VG 間隔 80Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.83)

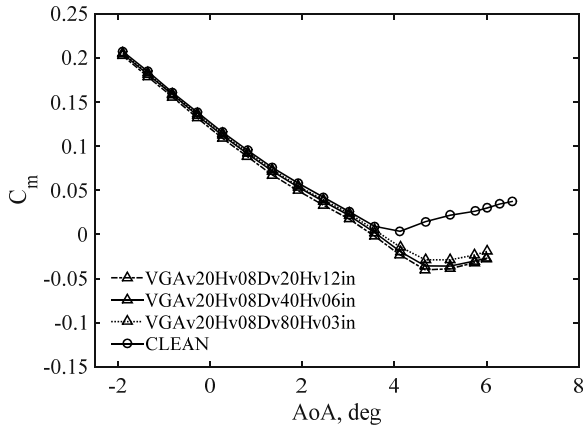
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



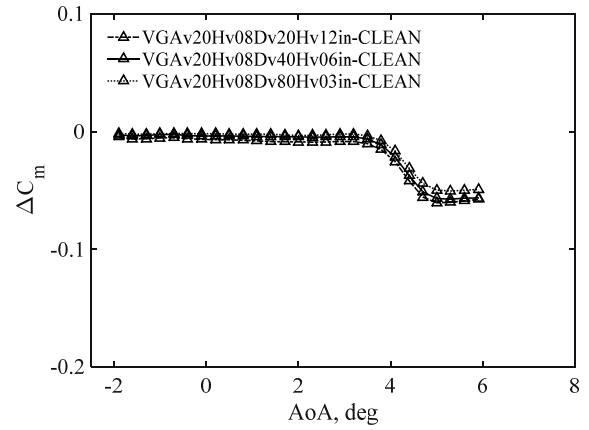
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



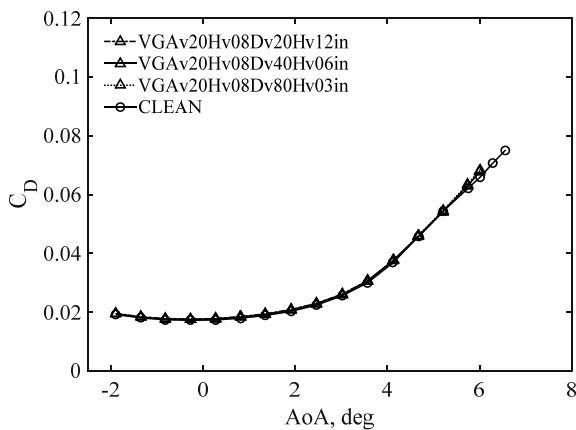
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



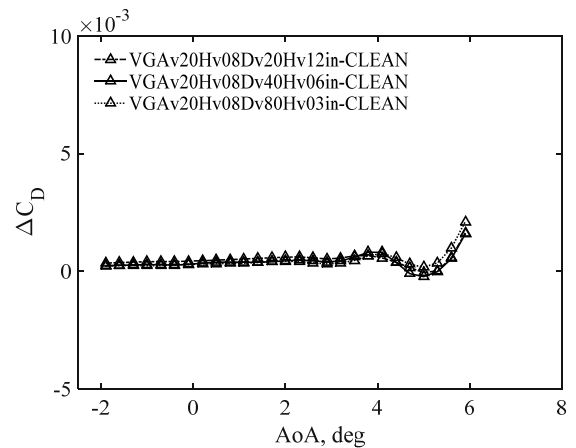
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



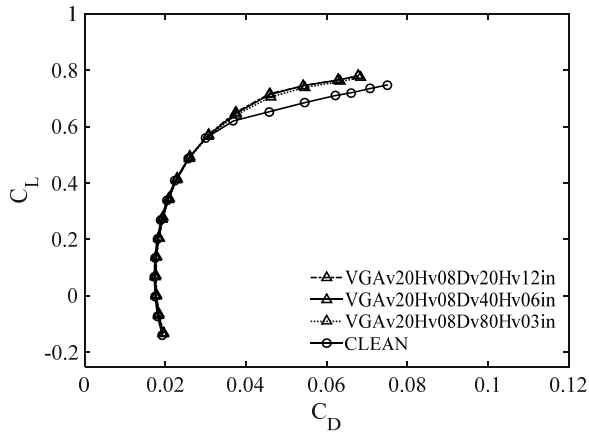
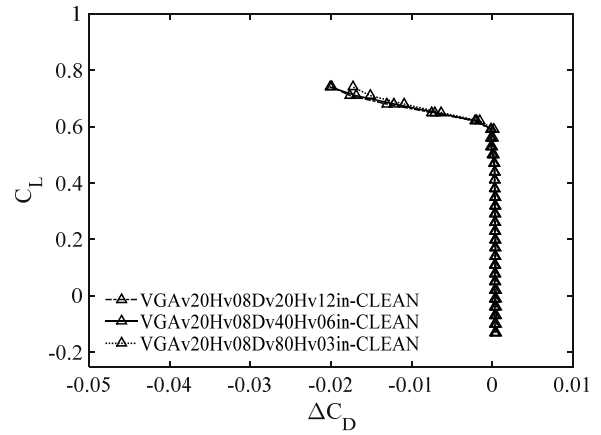
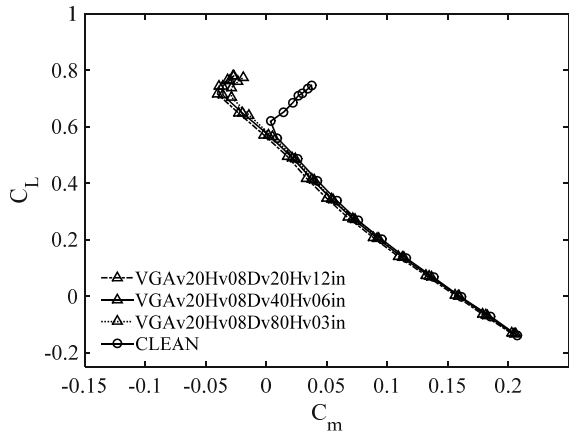
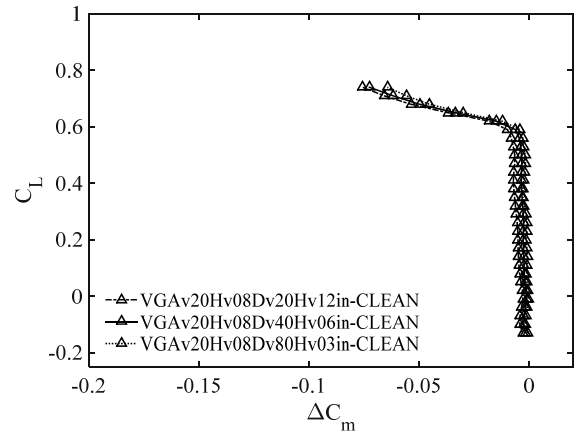
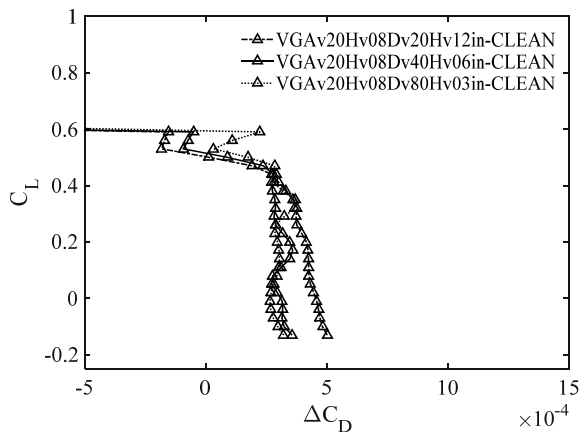
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



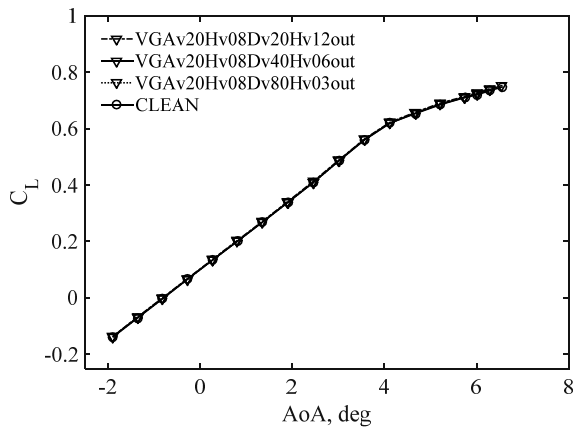
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



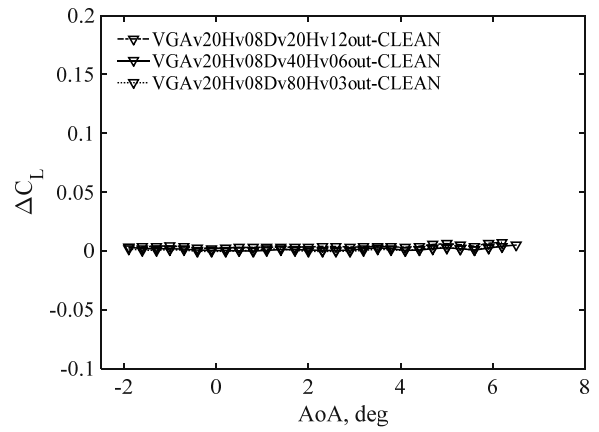
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図Fig. B-2-11 VG 内舷設置時 VG 間隔の影響
(Mach 数: 0.83)

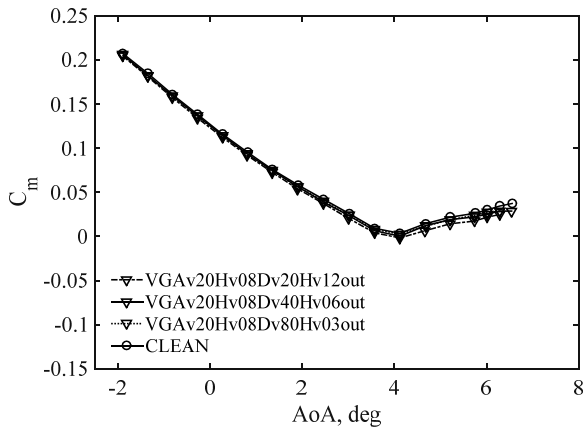
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



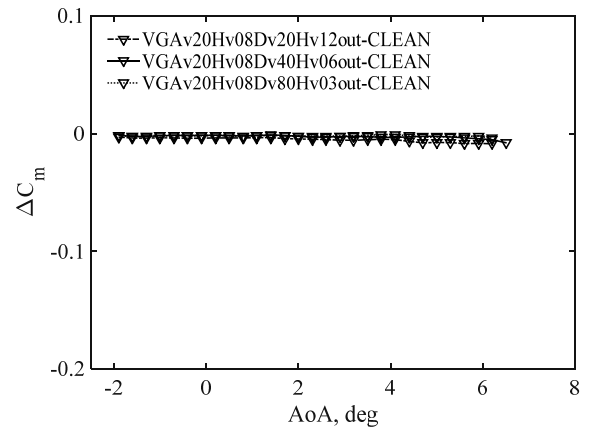
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



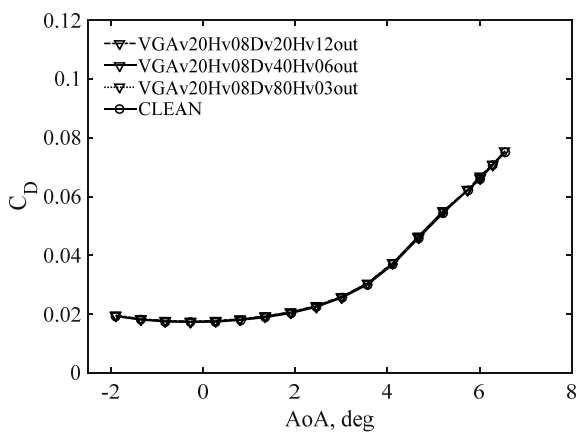
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



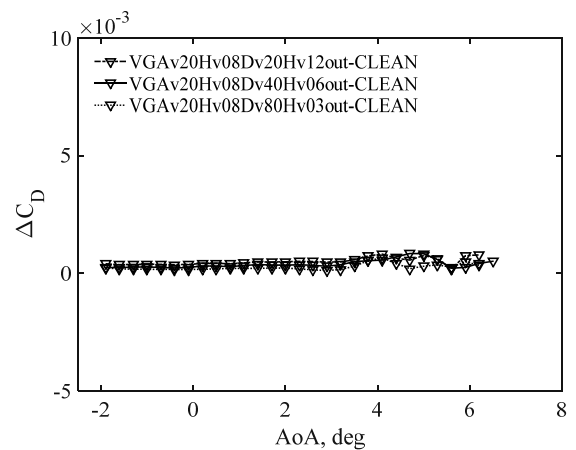
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



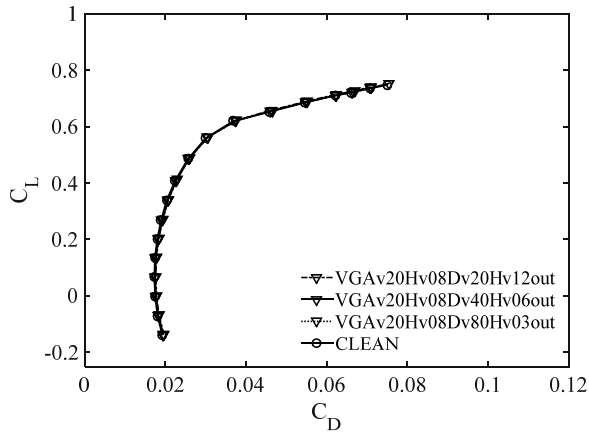
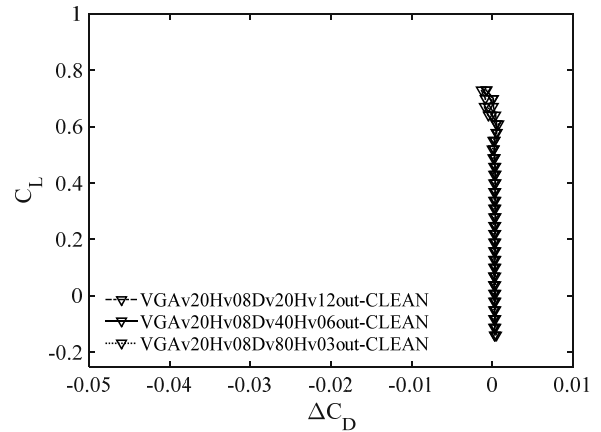
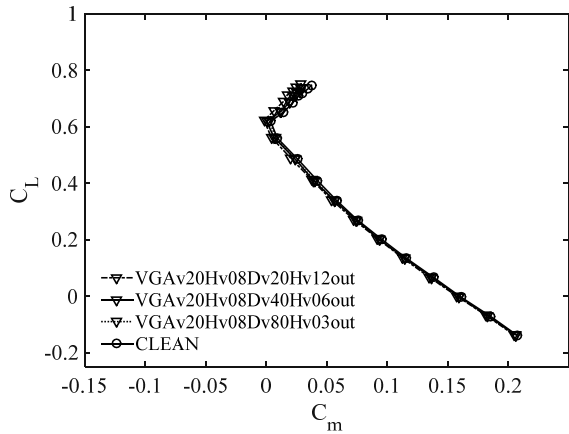
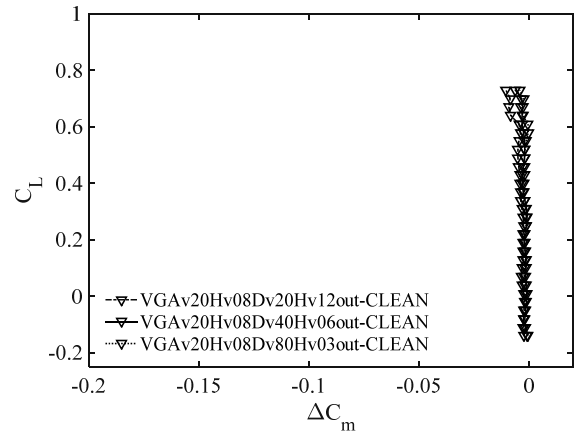
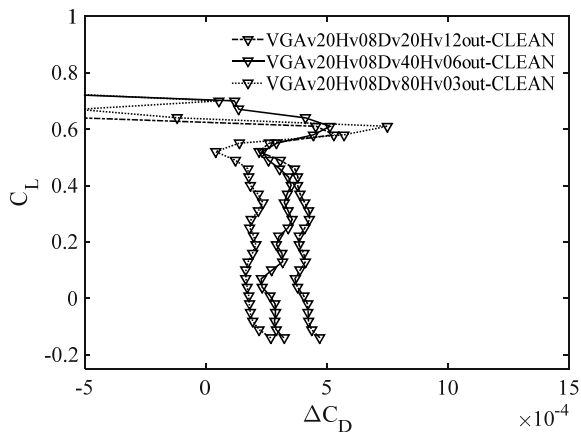
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



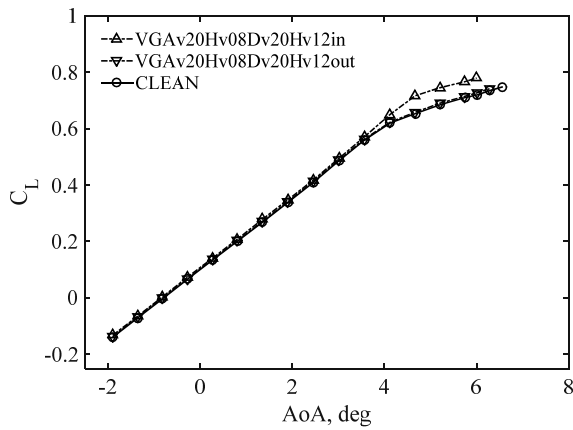
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



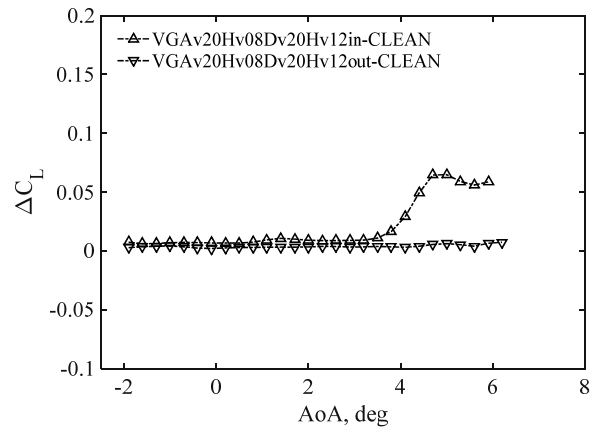
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図Fig. B-2-12 VG 外舷設置時 VG 間隔の影響
(Mach 数: 0.83)

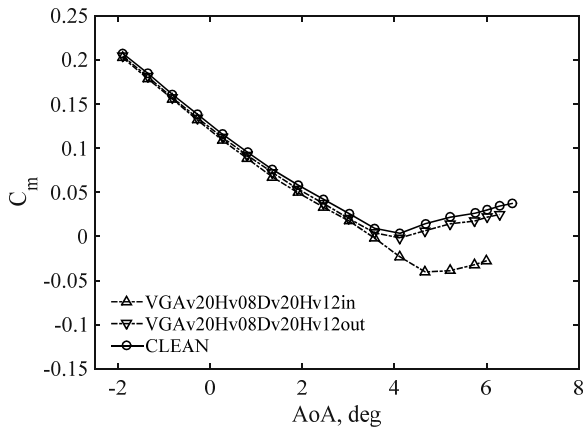
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



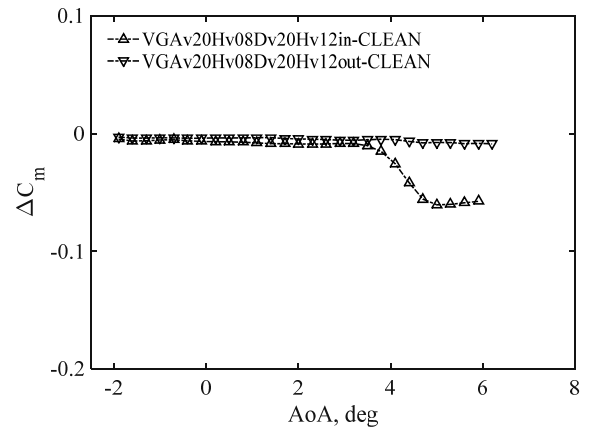
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



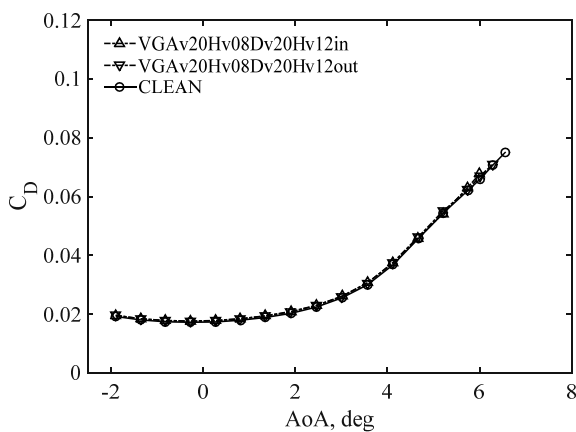
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



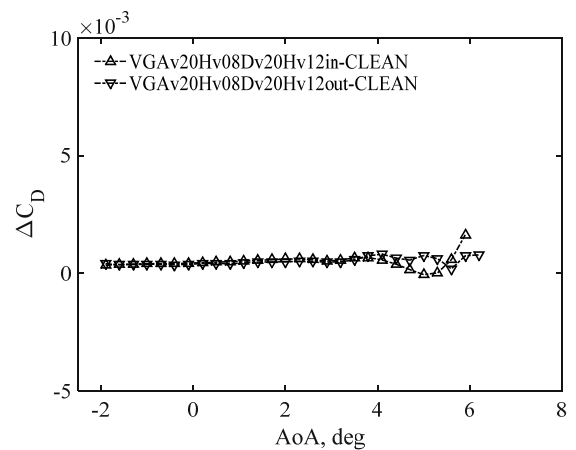
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

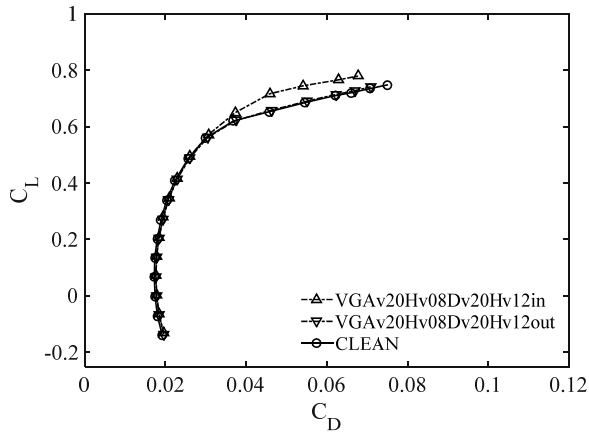
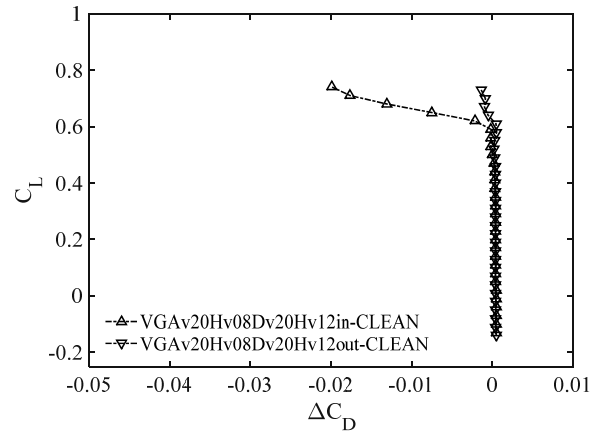
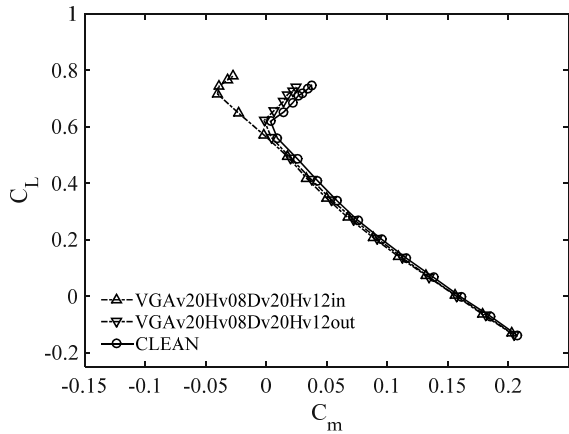
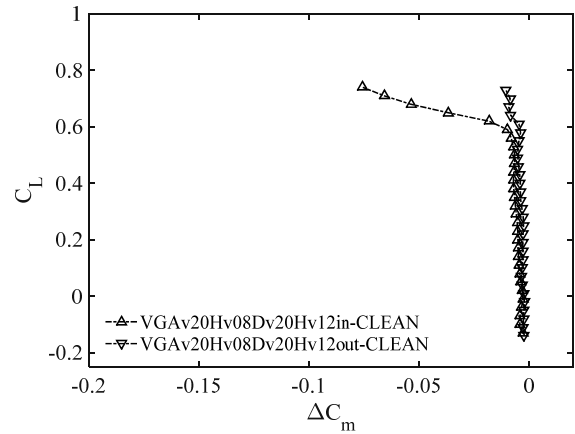
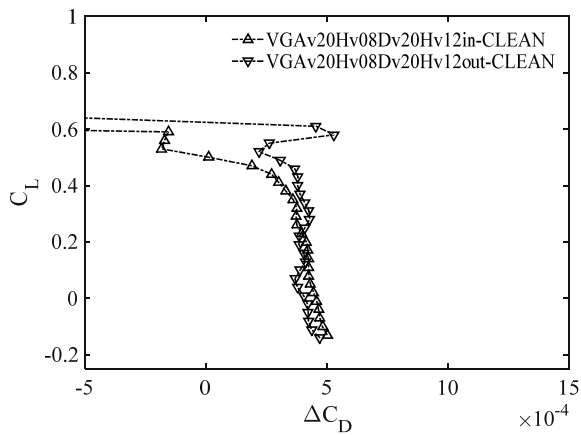
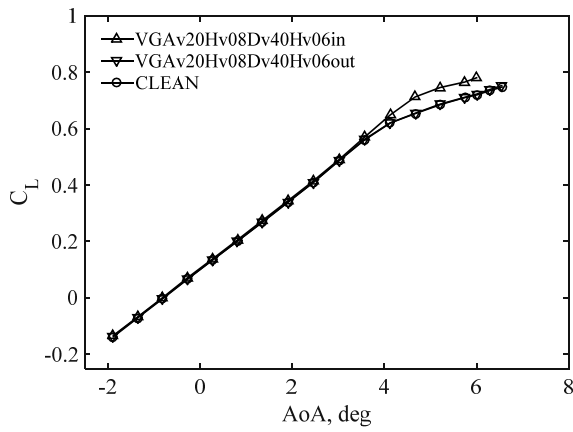
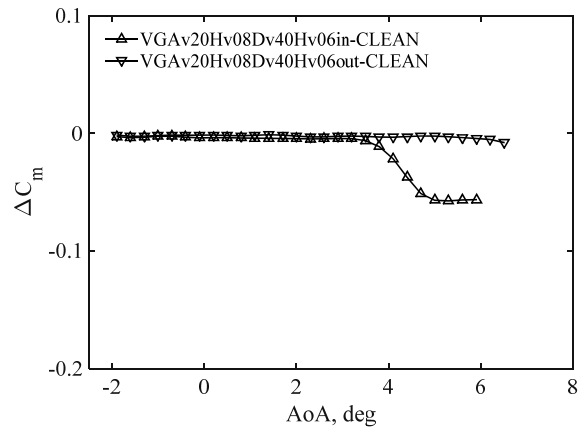
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-13 VG 間隔 20Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.83)

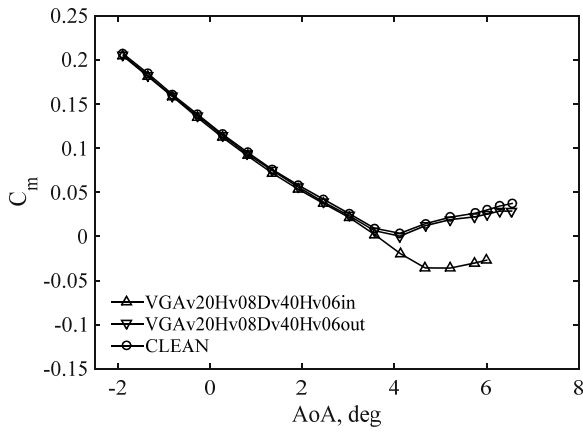
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



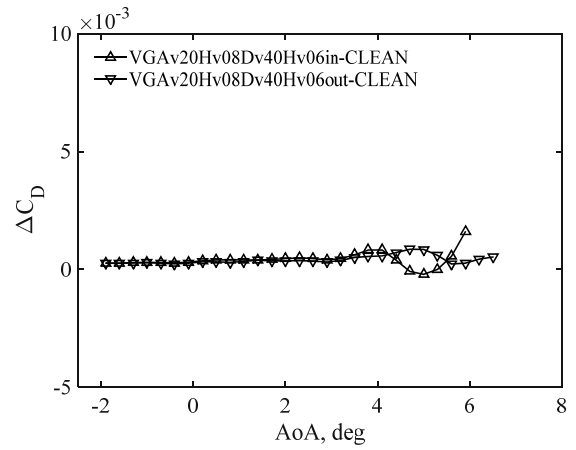
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



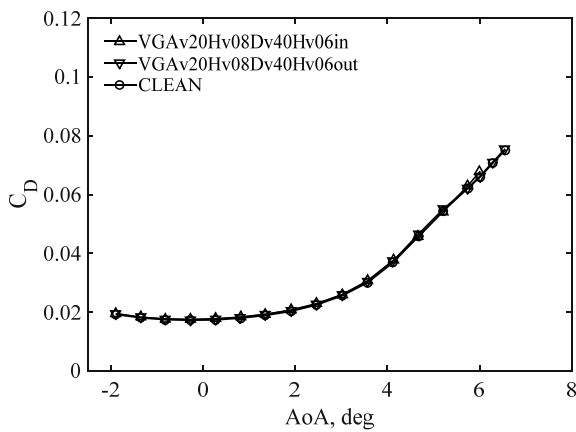
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



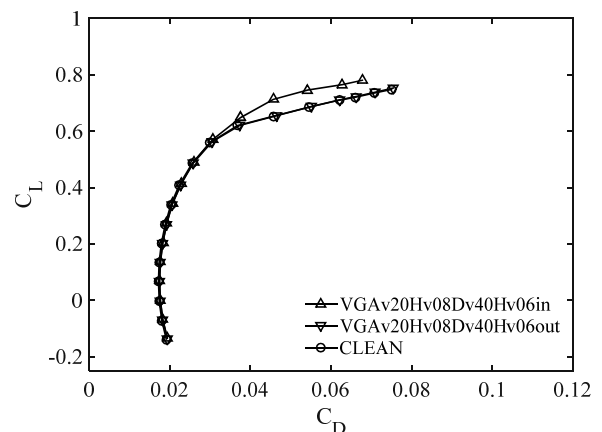
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



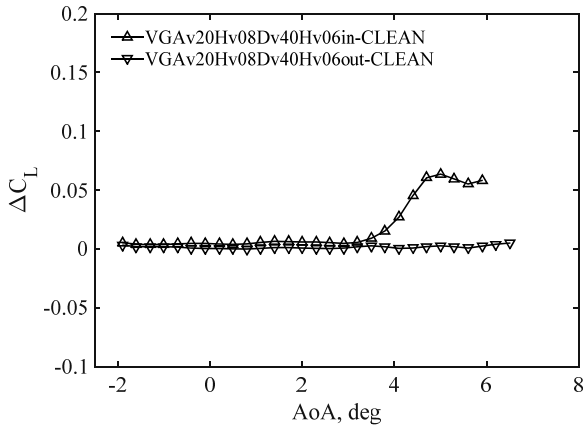
(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



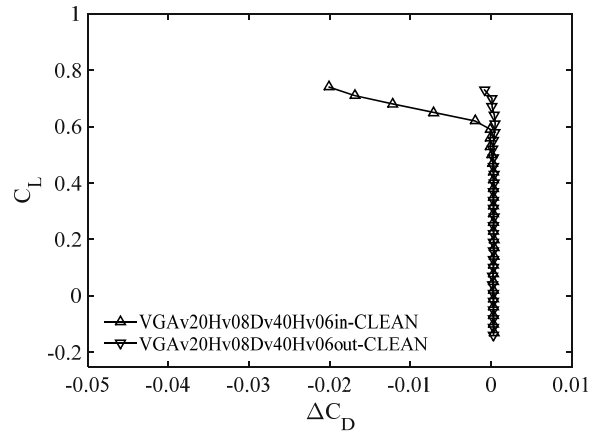
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



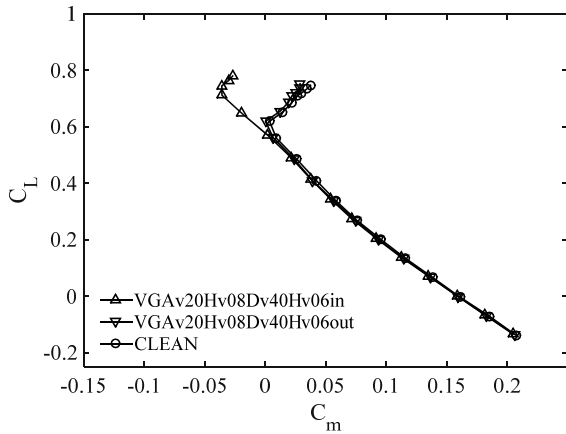
(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)



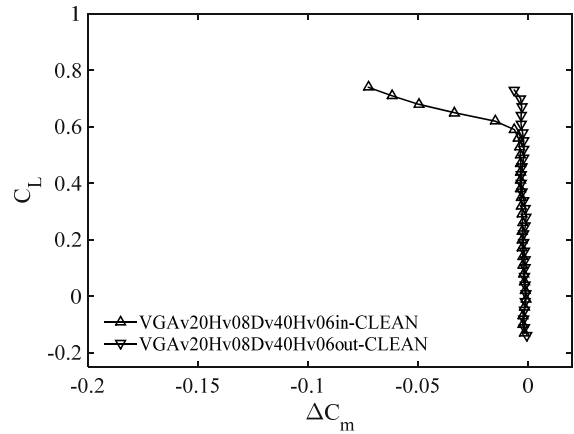
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



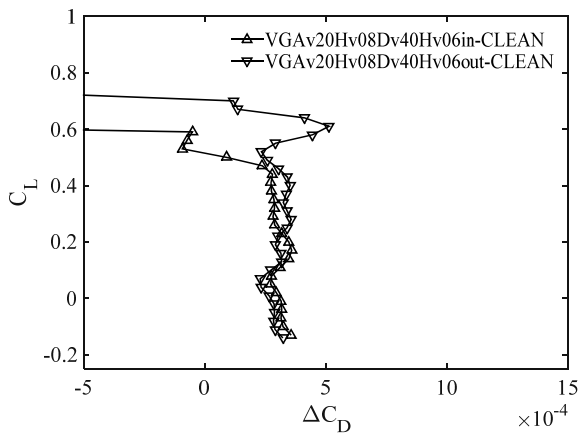
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



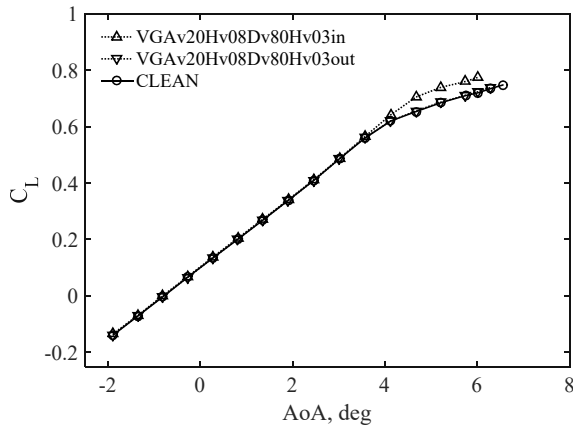
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



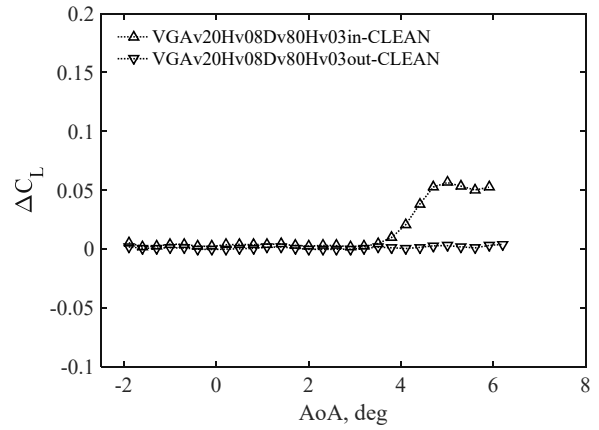
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-14 VG 間隔 40Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.83)

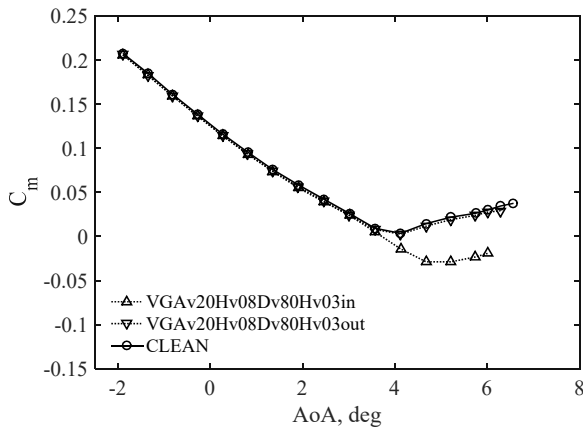
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



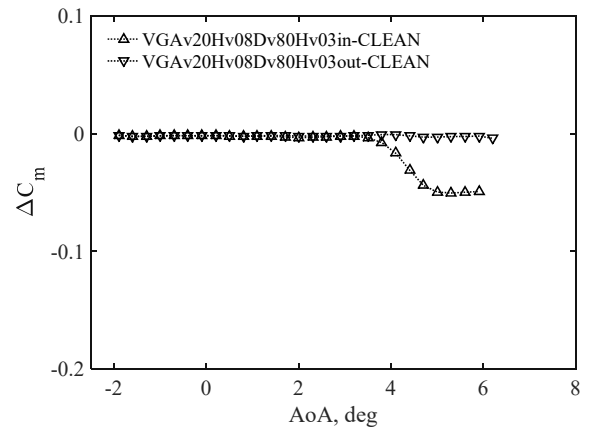
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



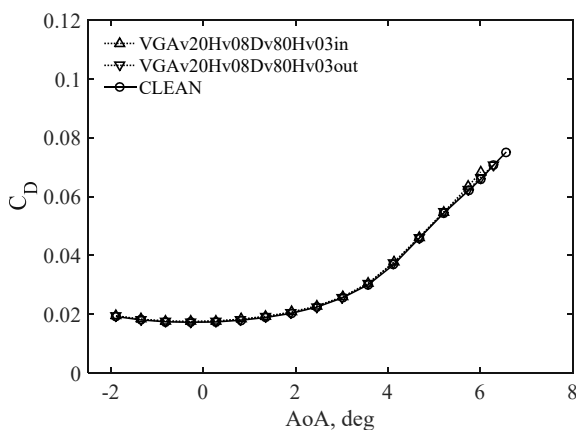
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



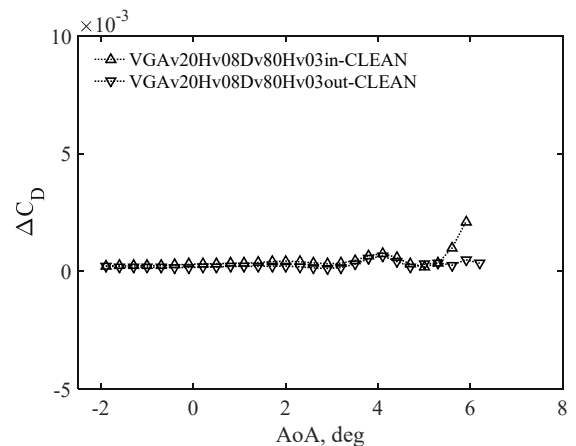
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

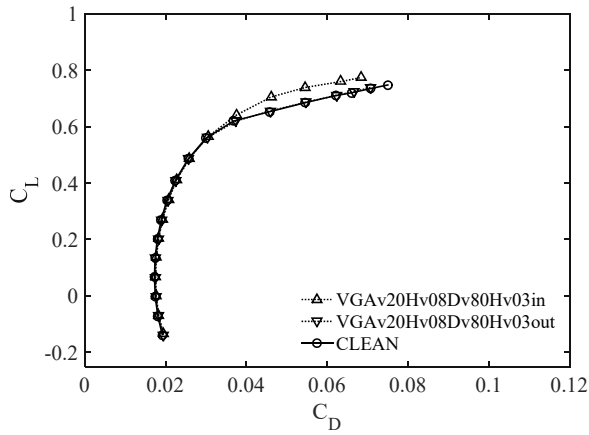
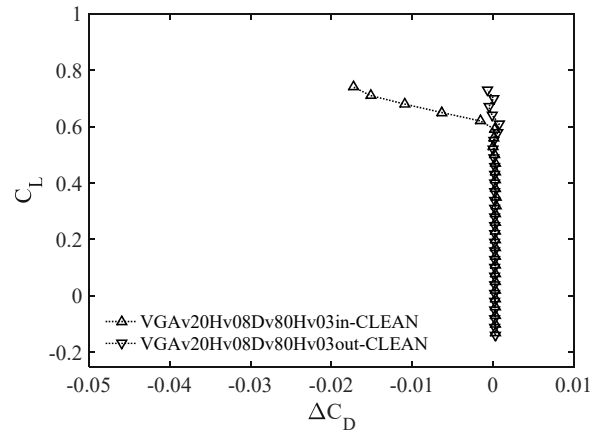
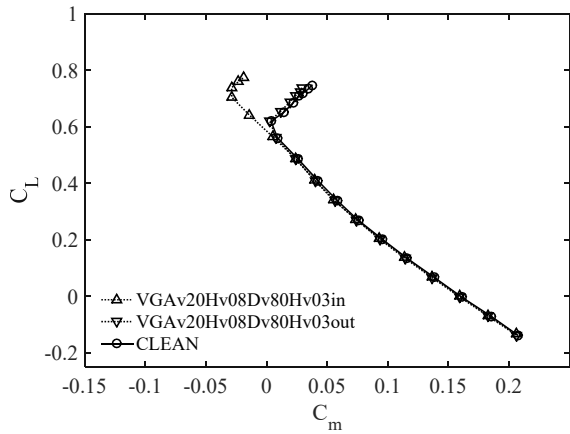
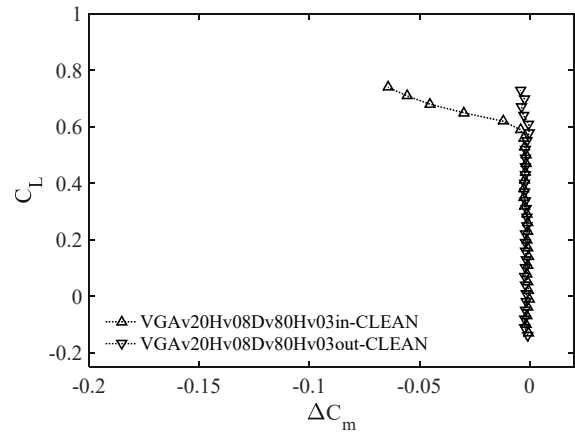
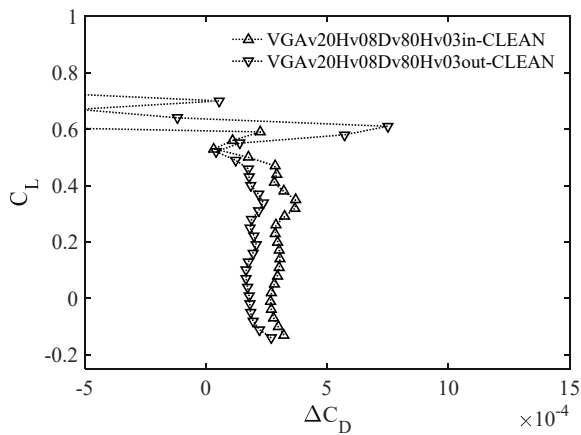
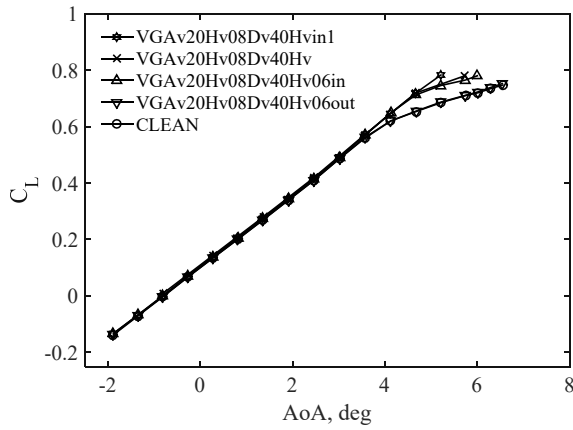
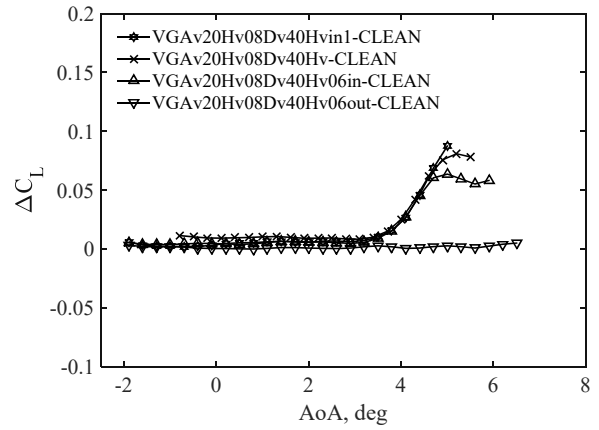
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-15 VG 間隔 80Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.83)

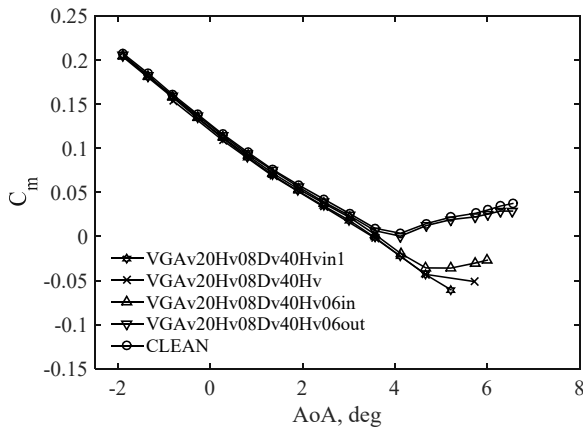
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



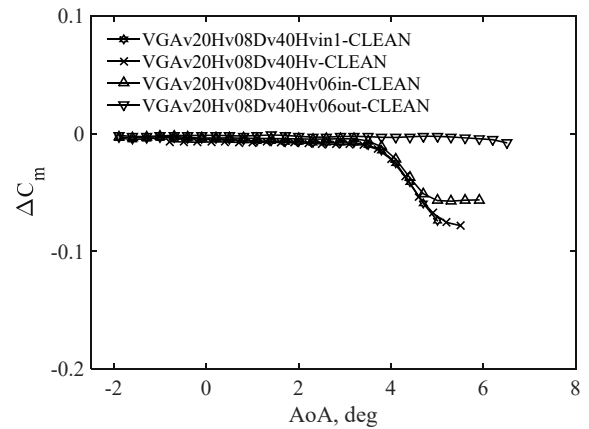
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



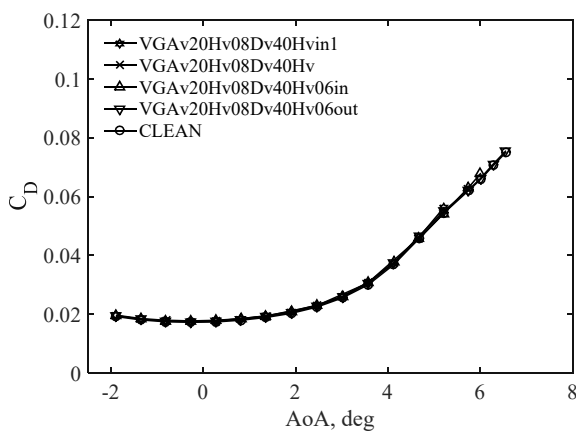
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



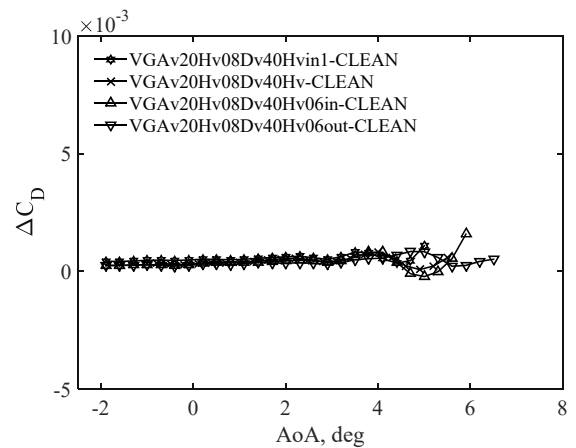
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

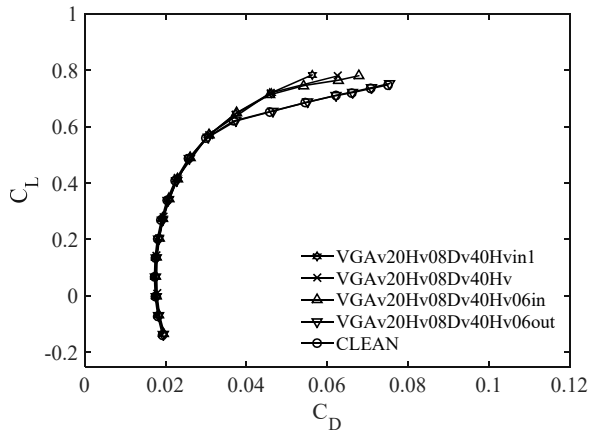
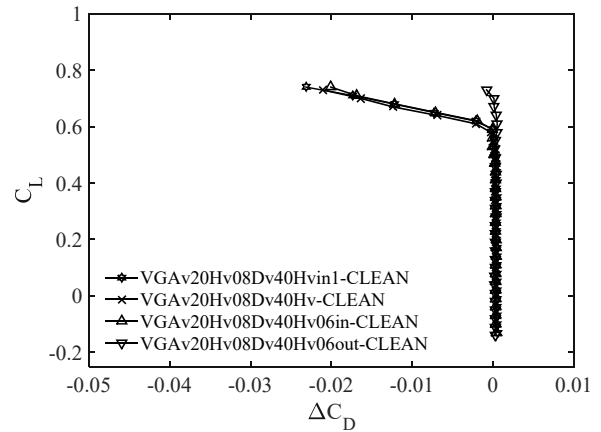
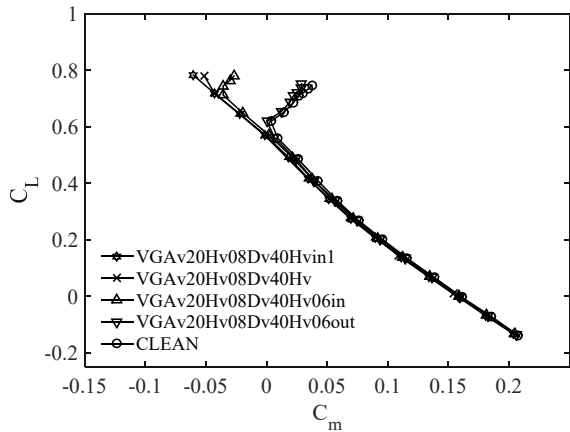
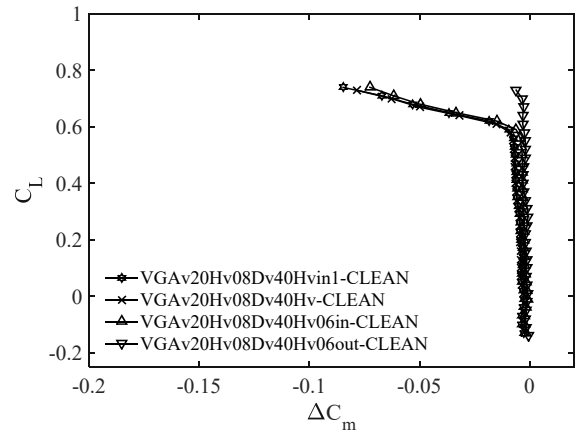
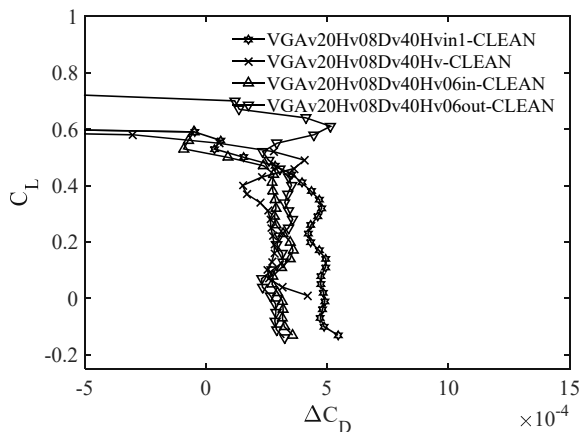
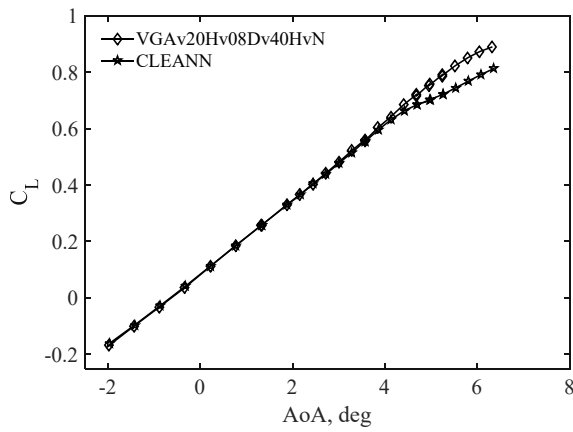
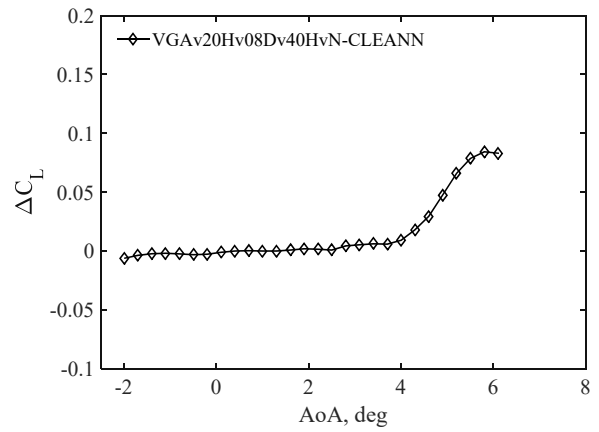
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-16 VG 間隔 40Hv における VG 配置の比較(Mach 数: 0.83)

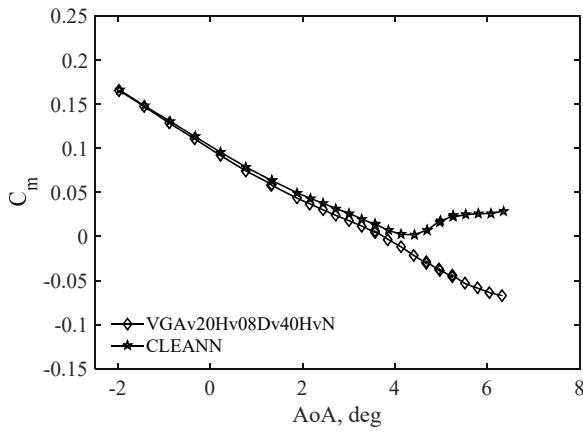
Appendix B-2 Mach 数 0.83 の結果



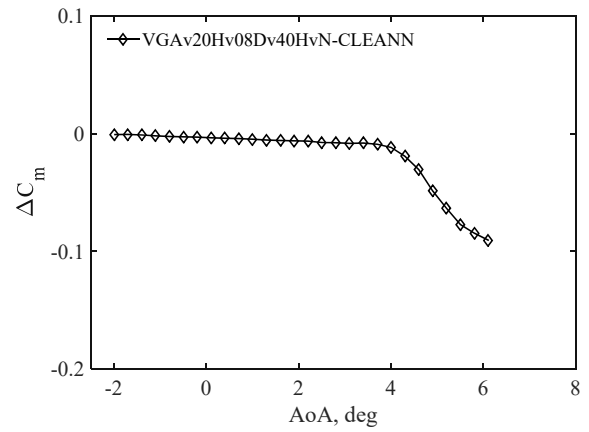
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



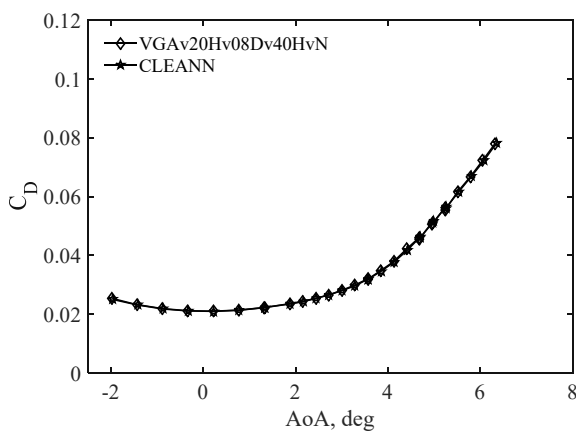
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



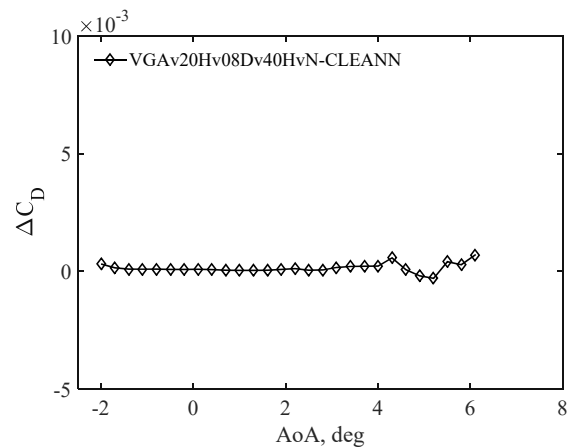
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



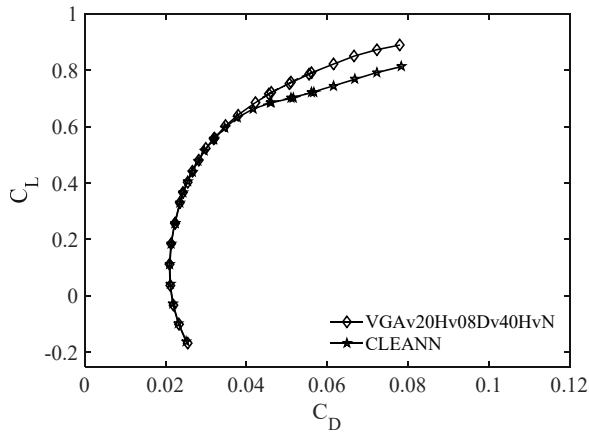
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



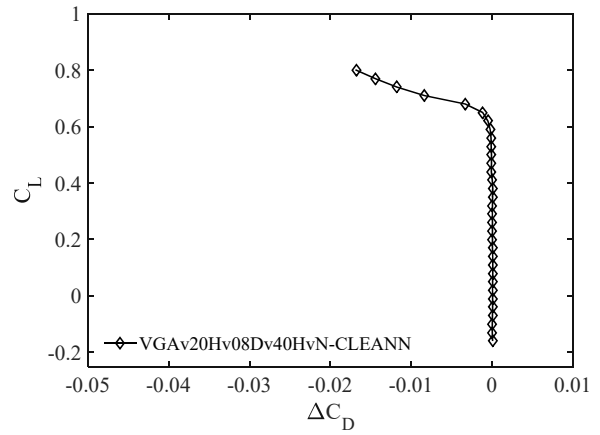
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



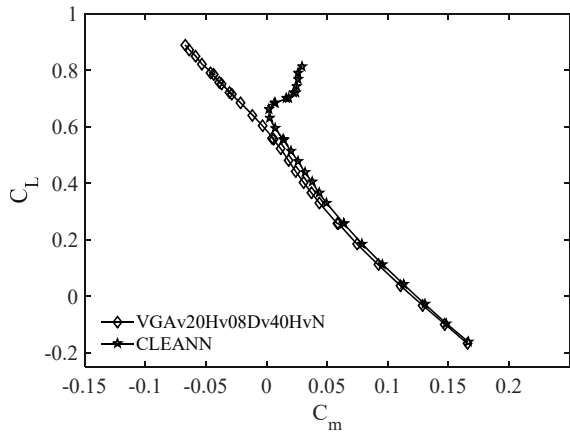
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



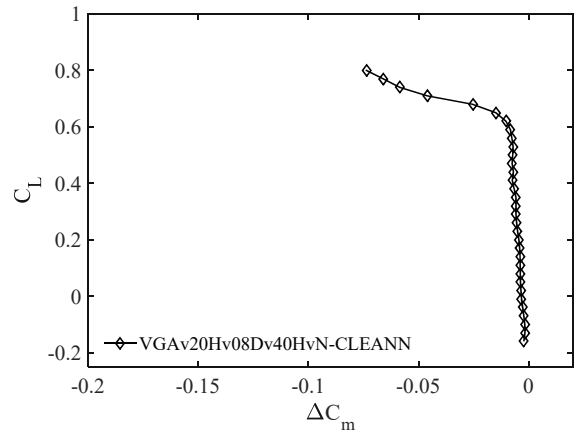
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



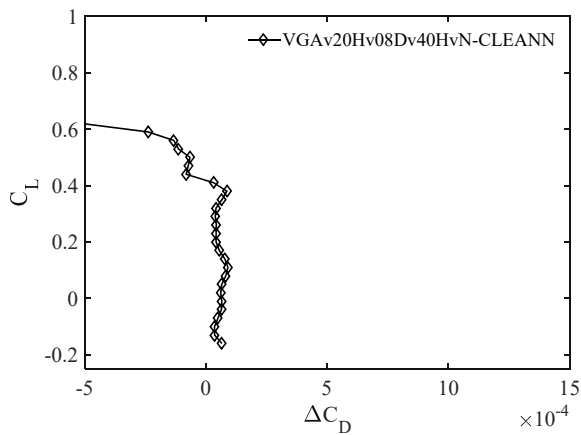
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



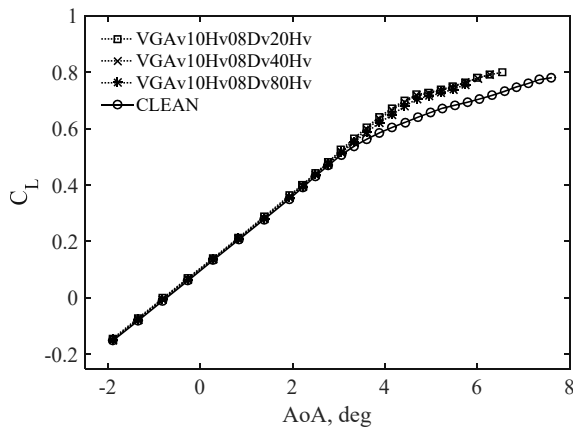
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



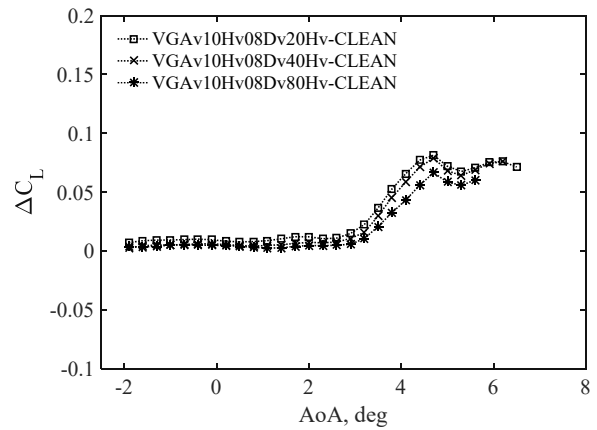
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-2-17 ナセルありにおける VG なしと VG 基本形態(VGAv20Hv08Dv40HvN)の比較(Mach 数: 0.83)

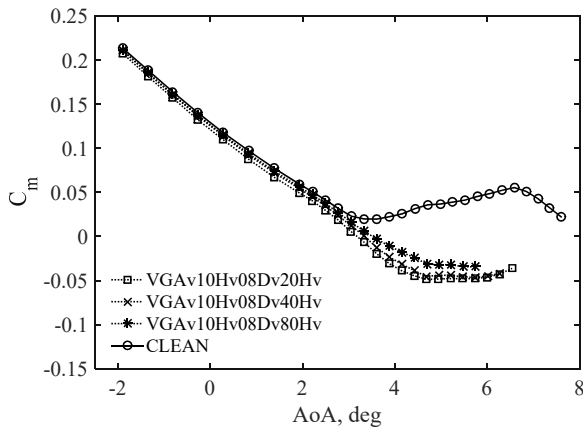
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



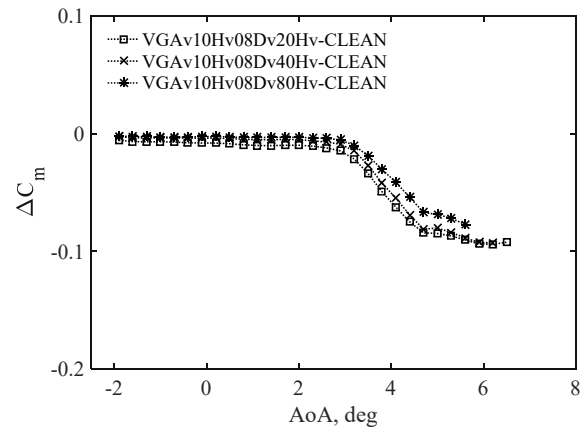
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



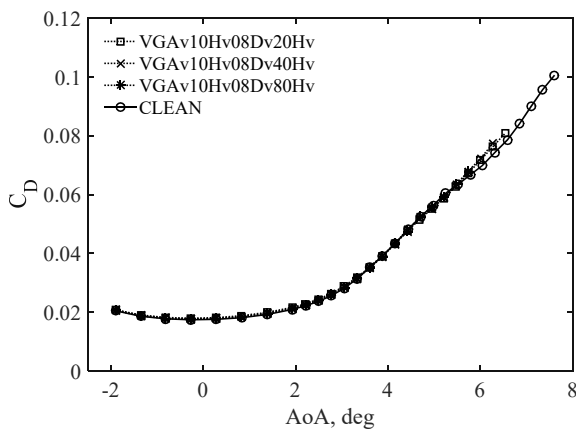
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



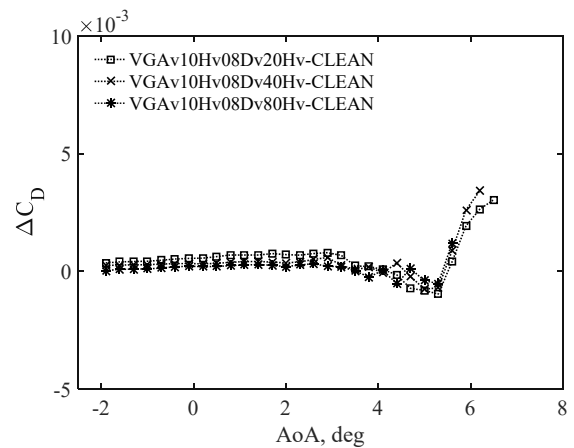
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

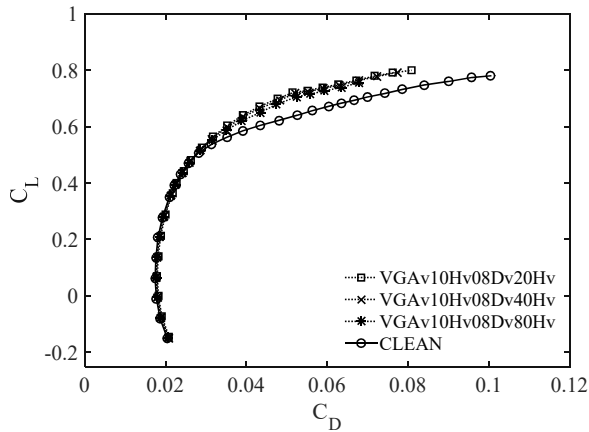
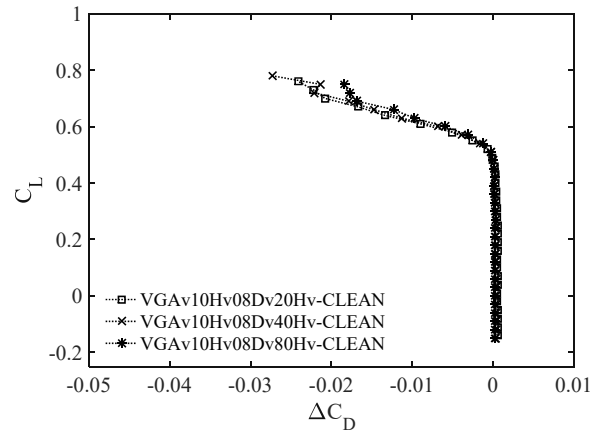
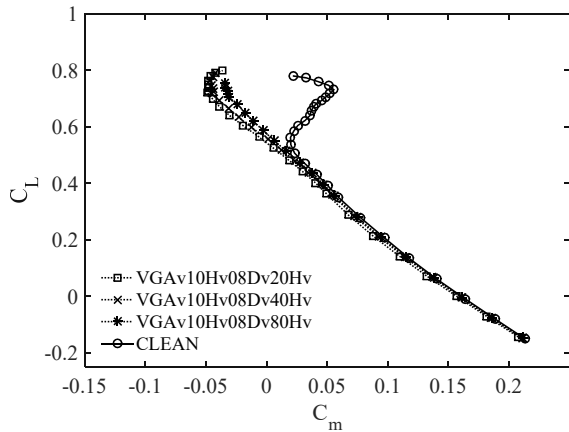
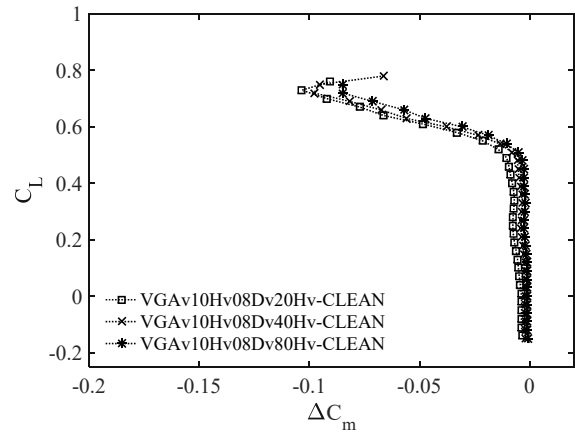
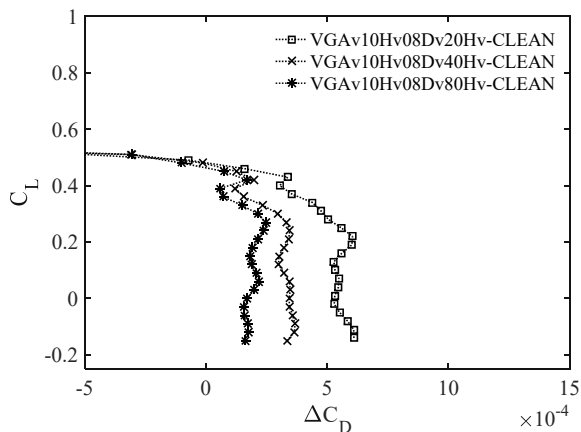
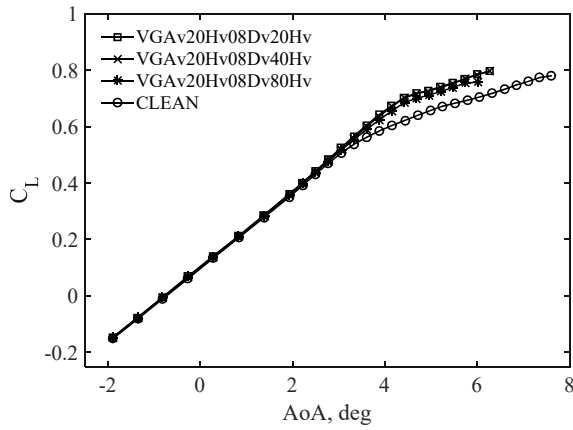
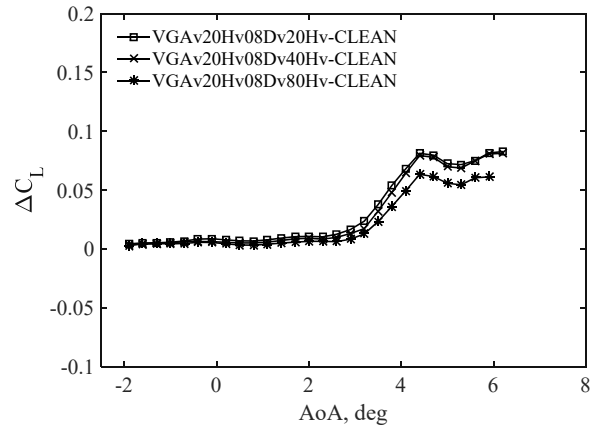
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-1 取り付け角 10deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.85)

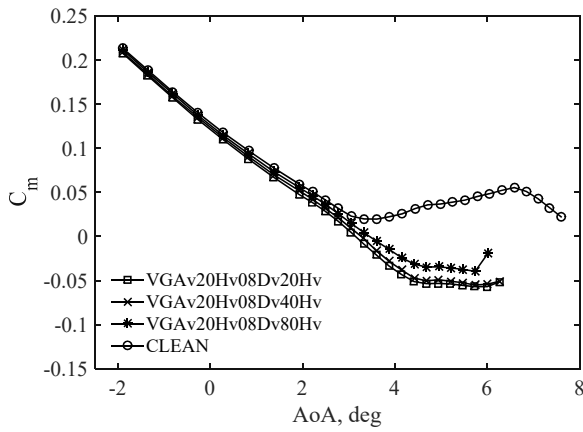
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



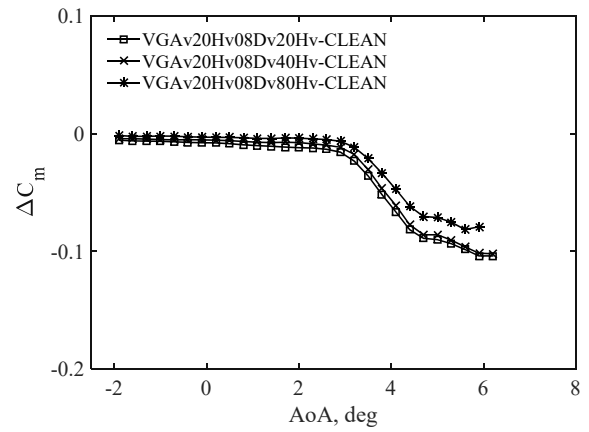
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



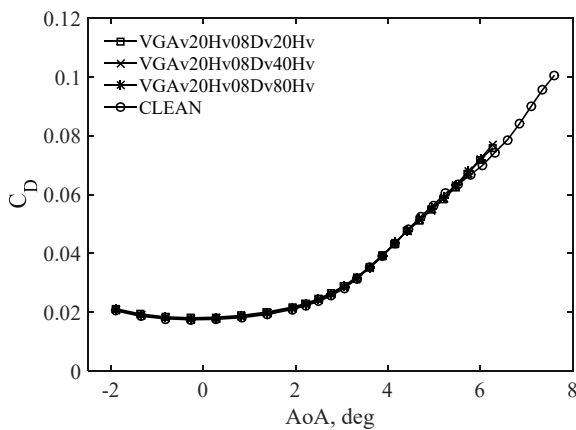
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



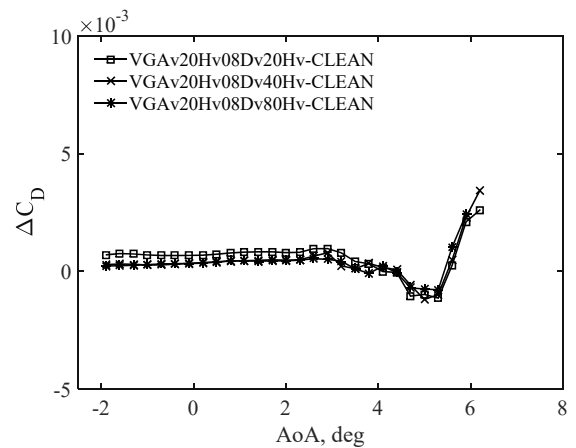
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

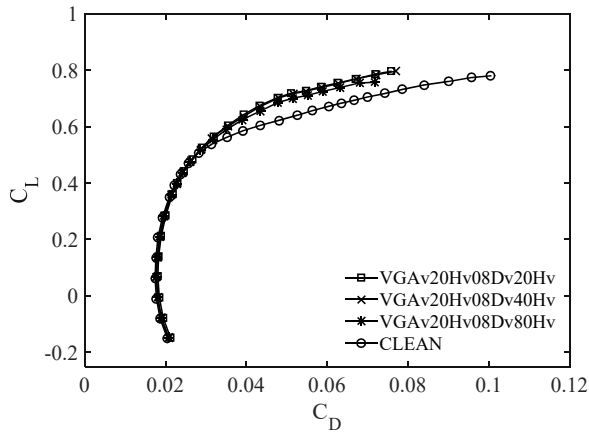
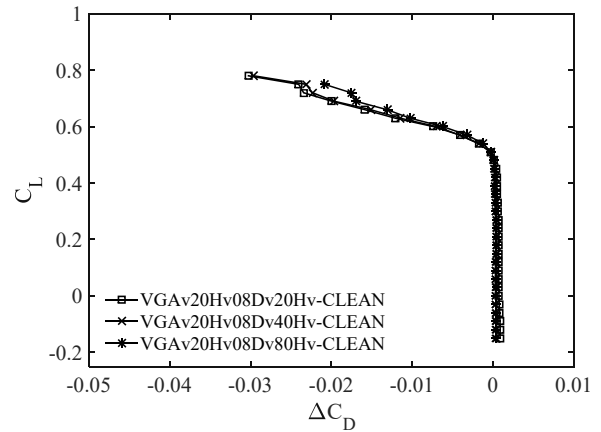
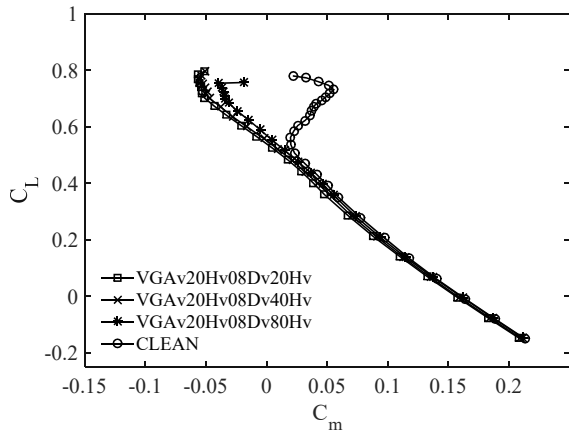
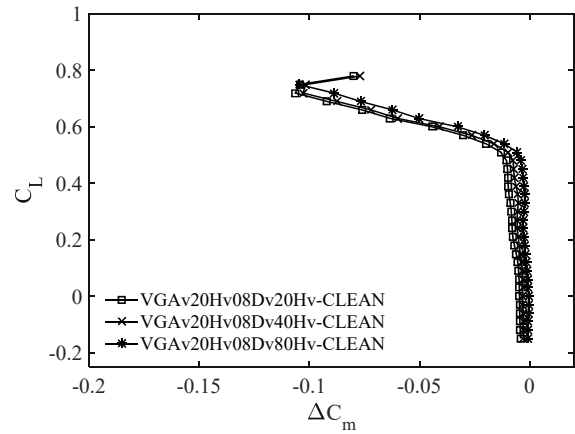
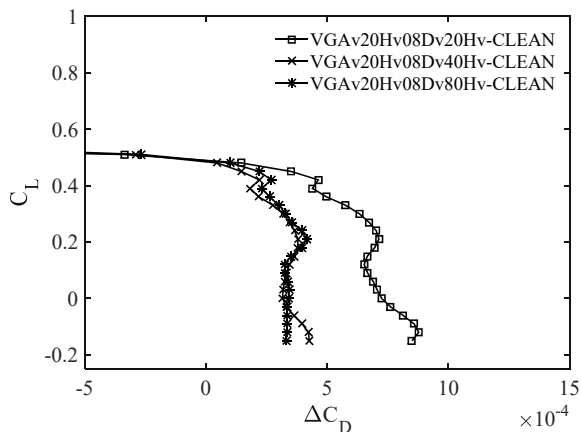
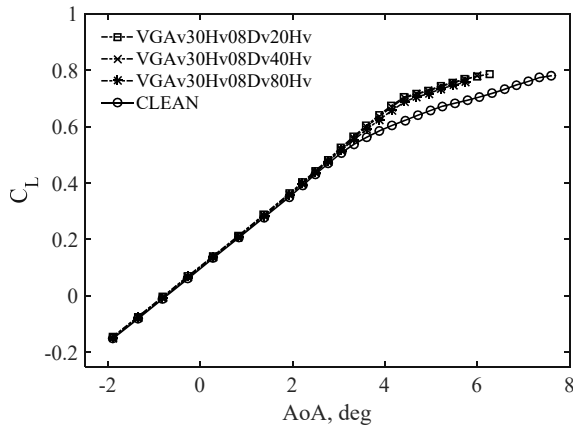
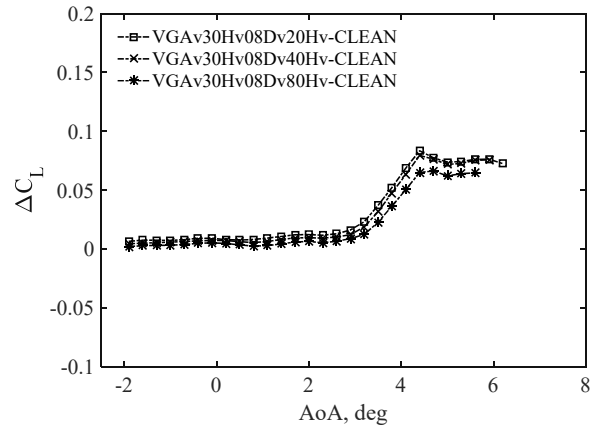
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-2 取り付け角 20deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.85)

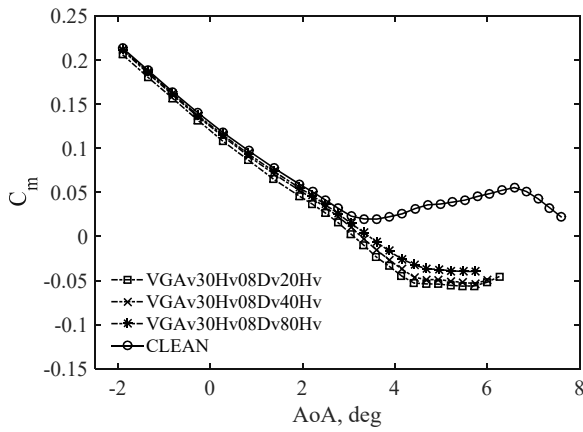
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



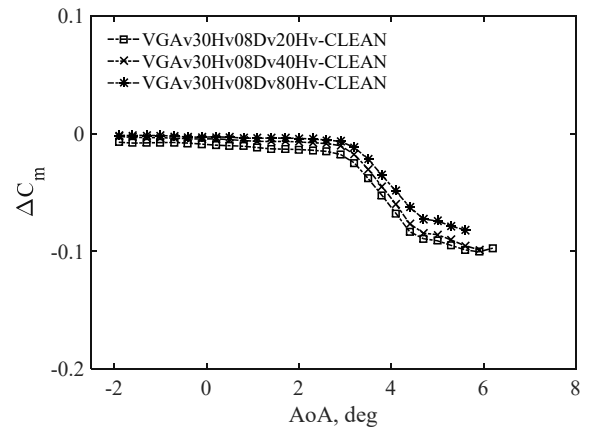
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



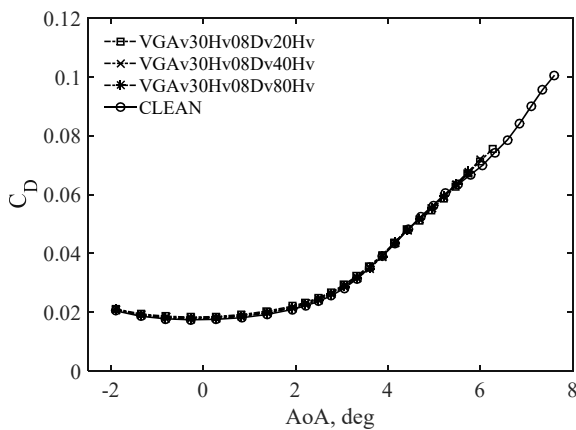
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



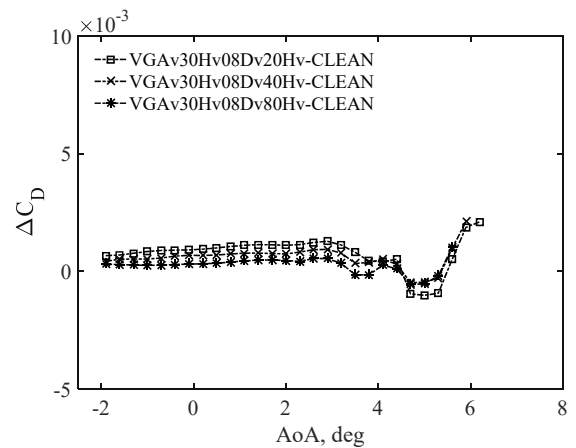
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



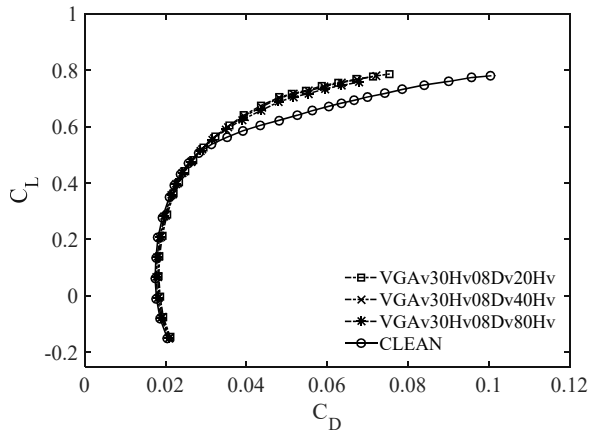
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



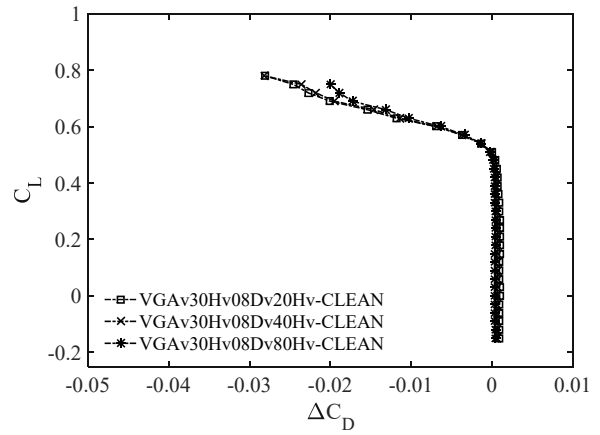
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



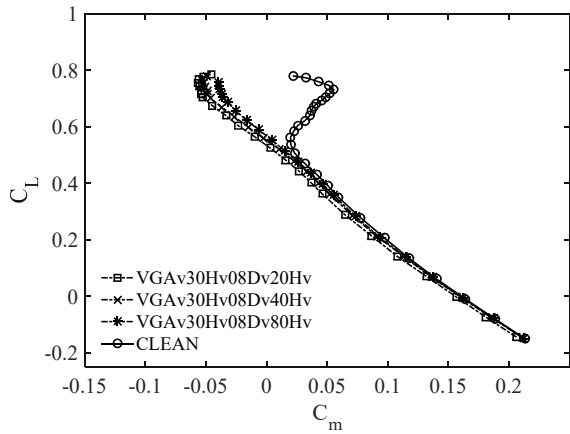
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



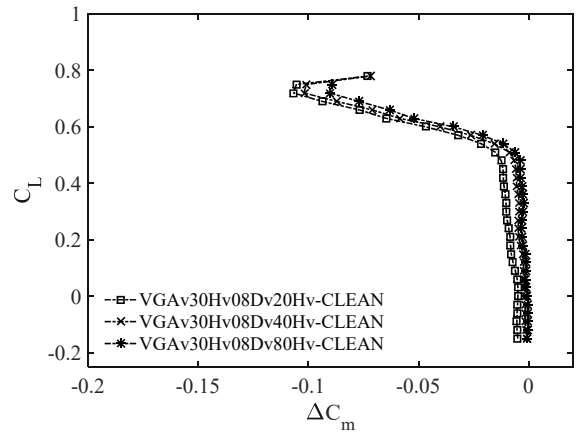
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



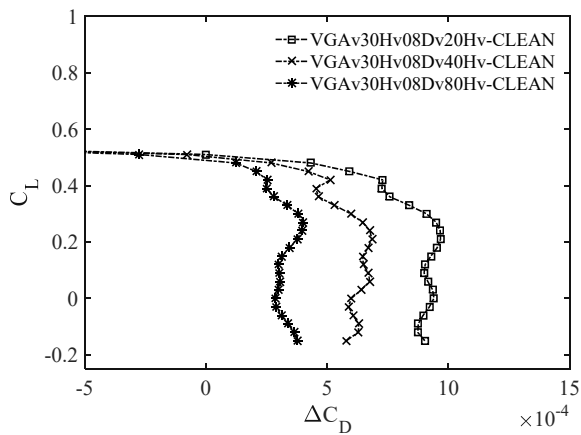
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



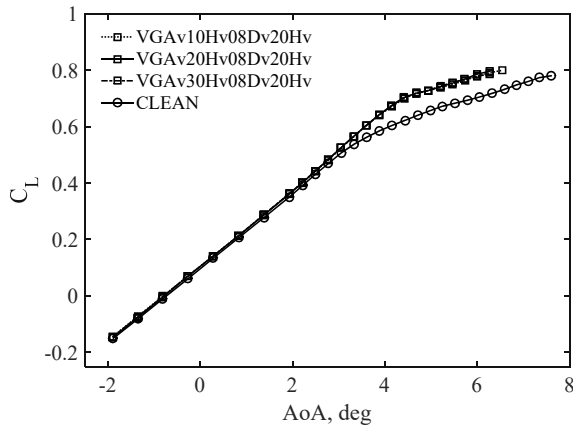
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



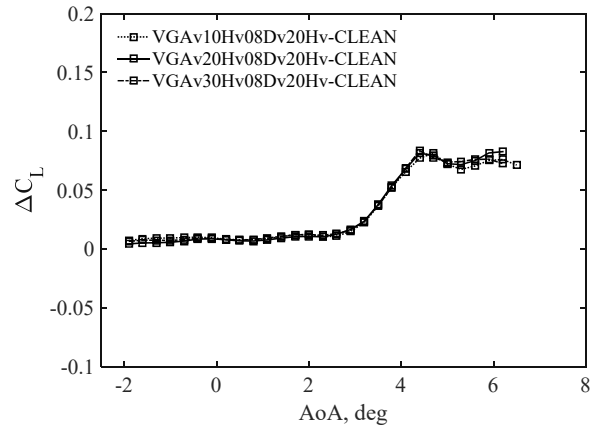
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-3 取り付け角 30deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.85)

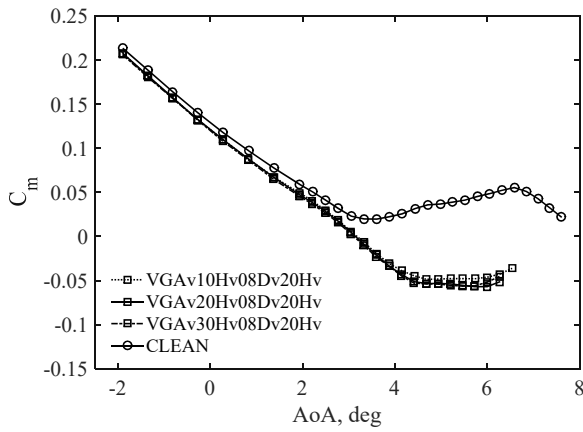
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



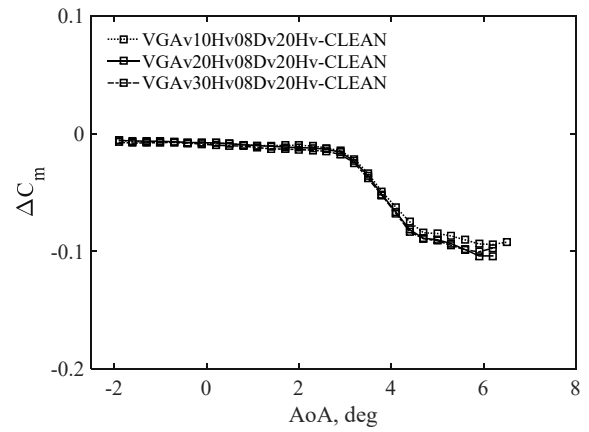
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



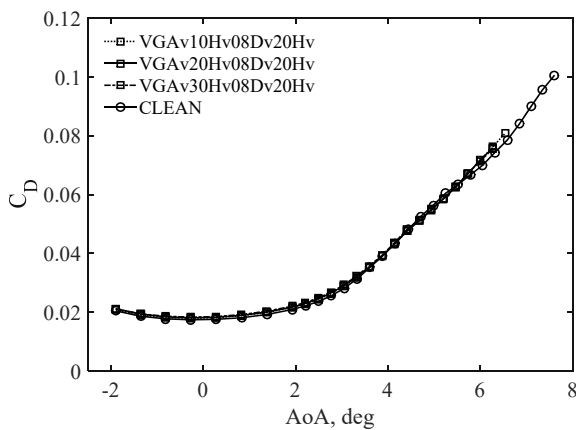
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



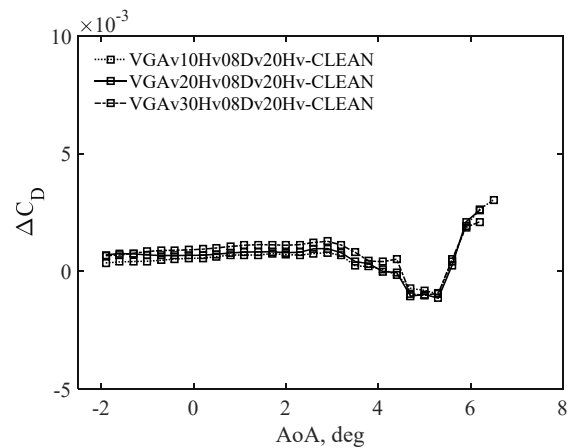
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



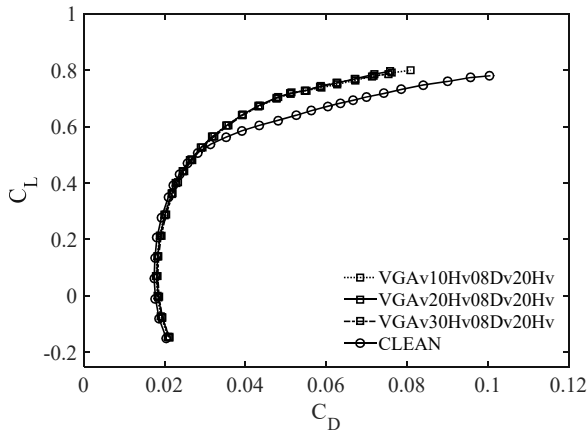
(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



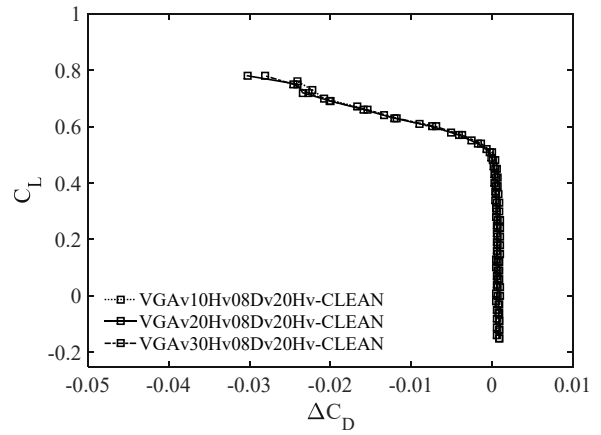
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



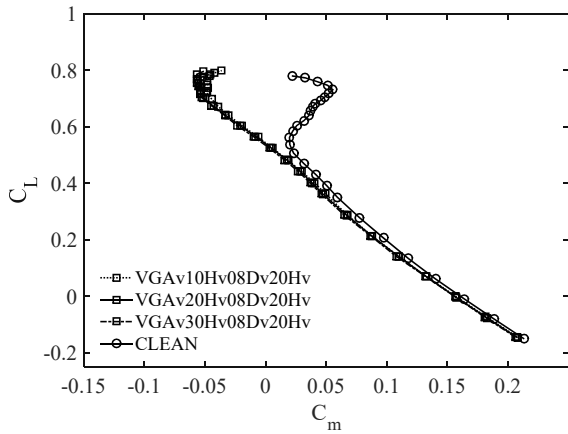
(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)



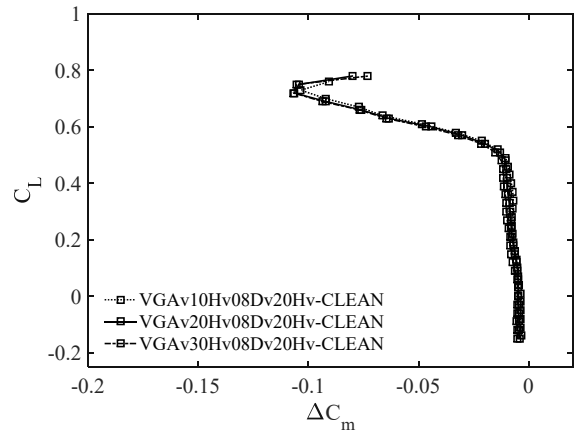
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



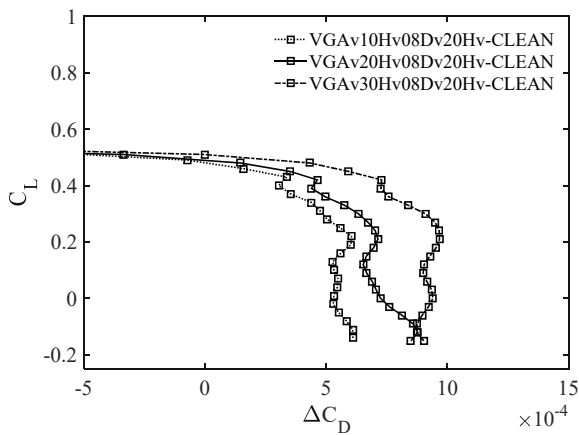
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



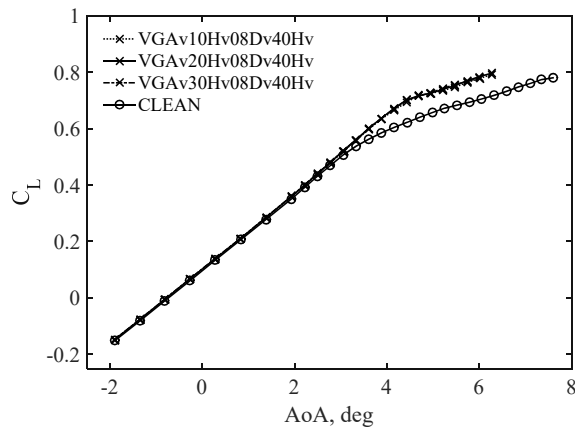
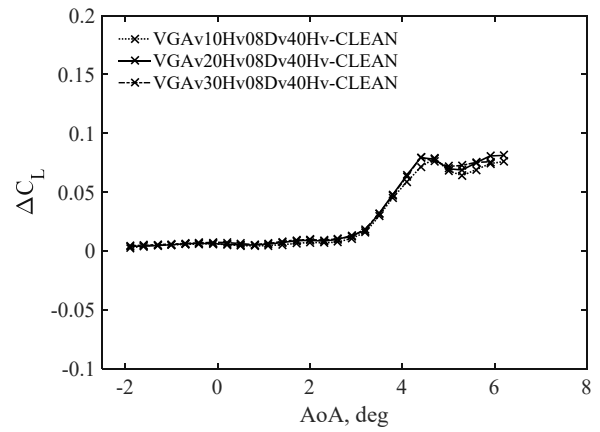
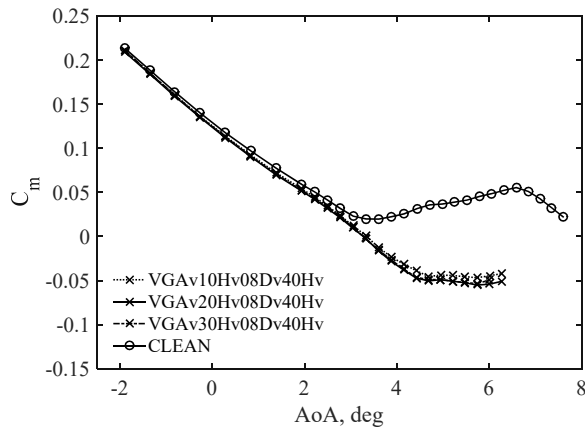
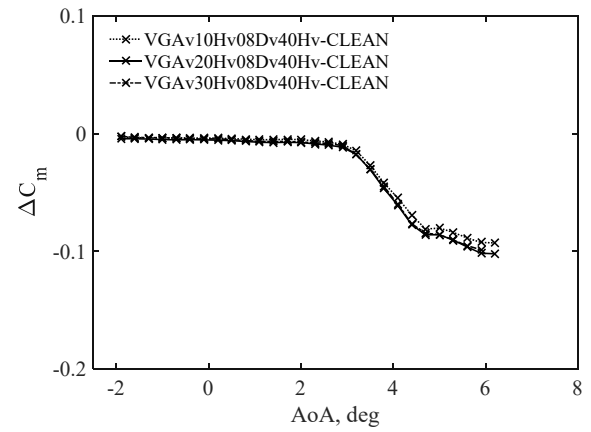
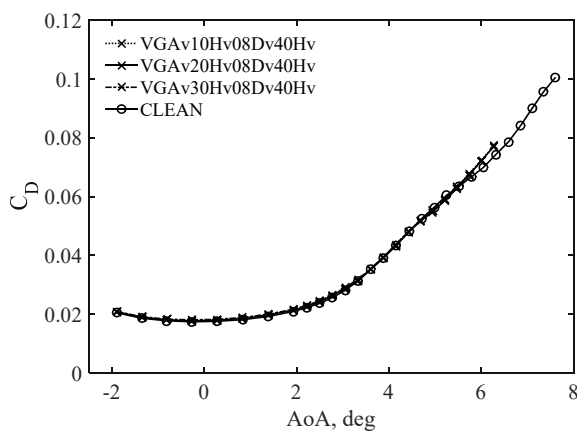
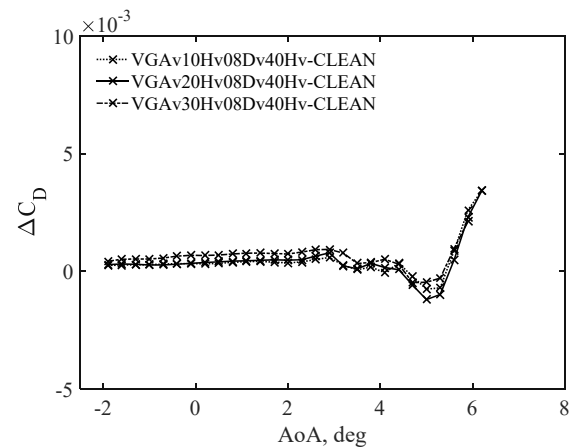
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-4 VG 間隔 20Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.85)

Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果

(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

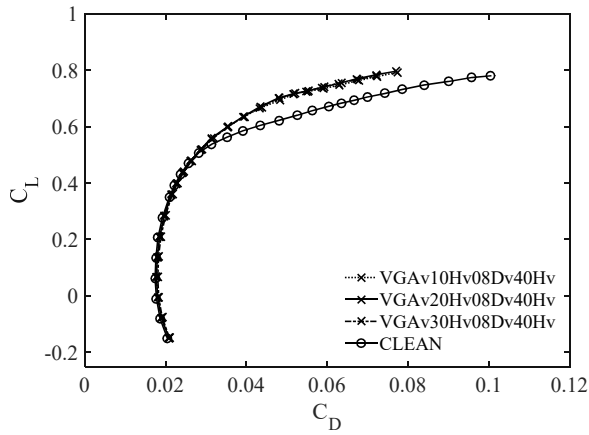
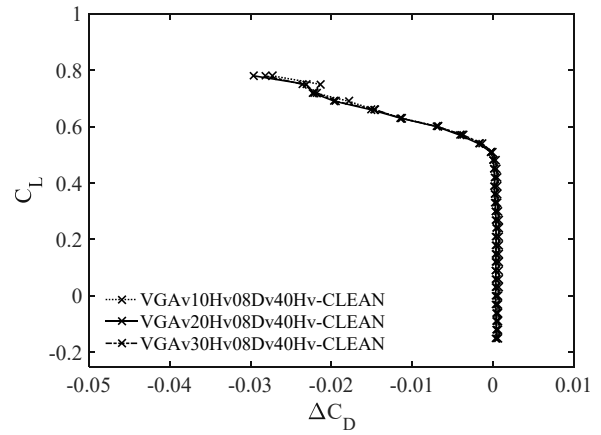
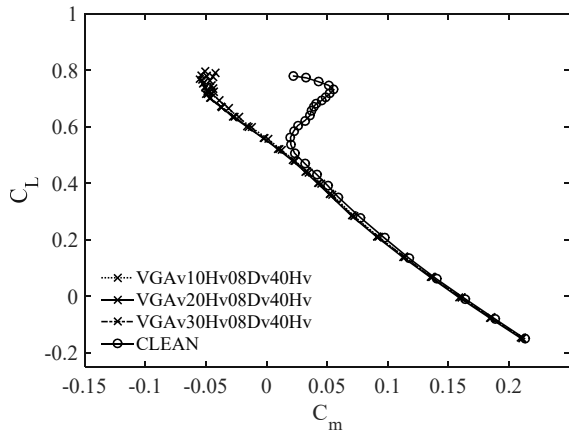
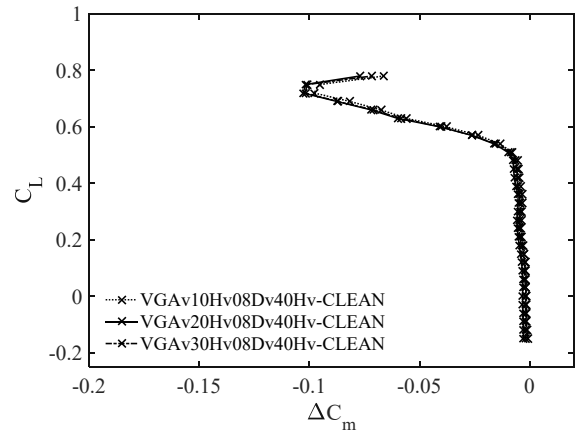
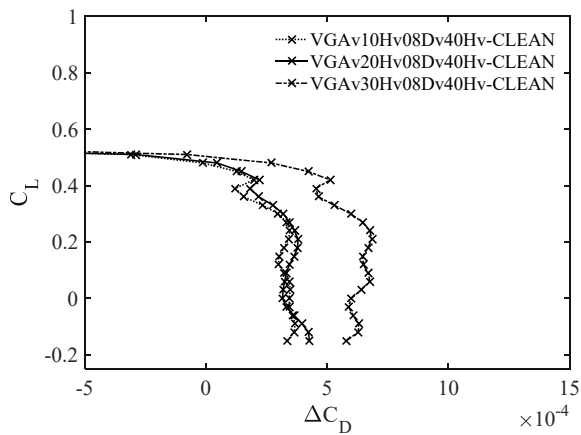
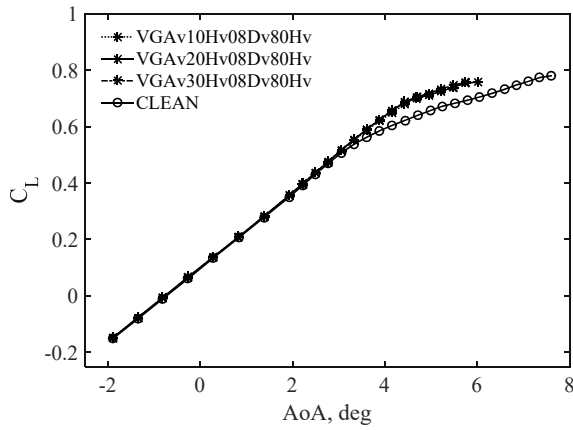
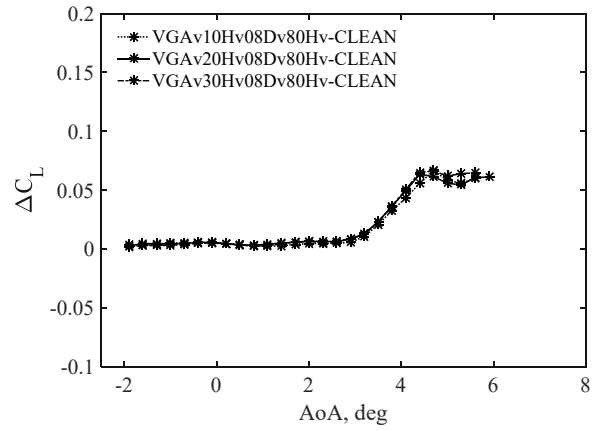
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-5 VG 間隔 40Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.85)

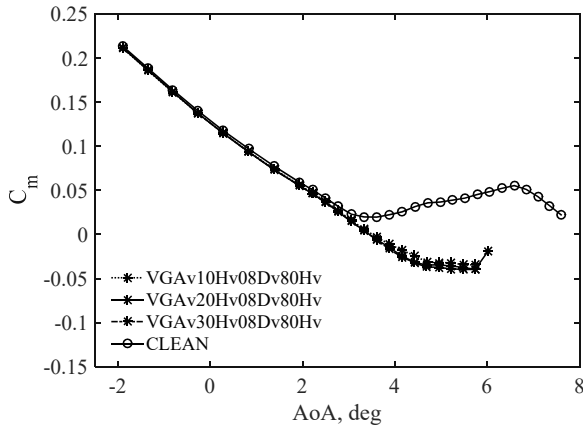
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



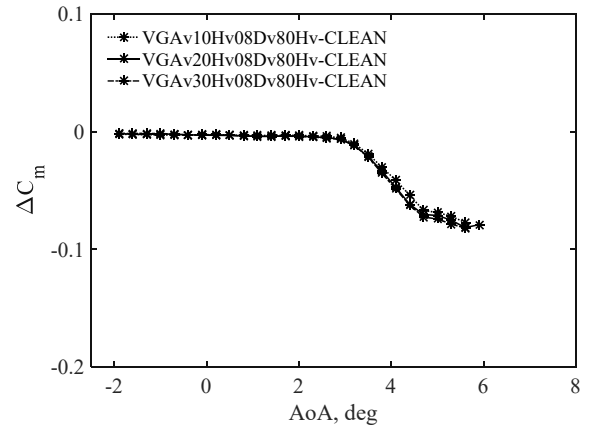
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



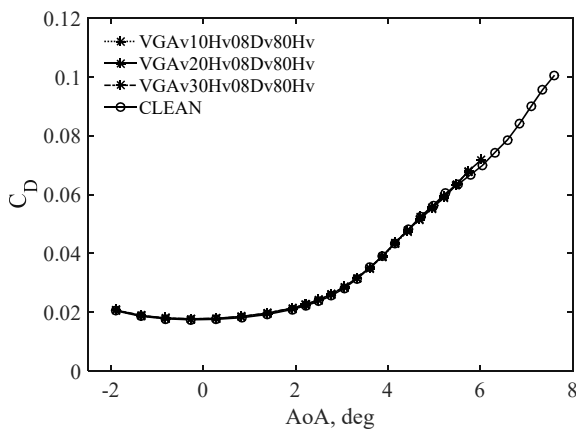
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



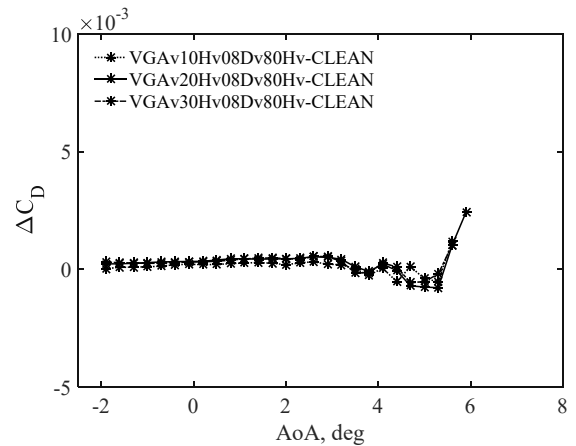
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

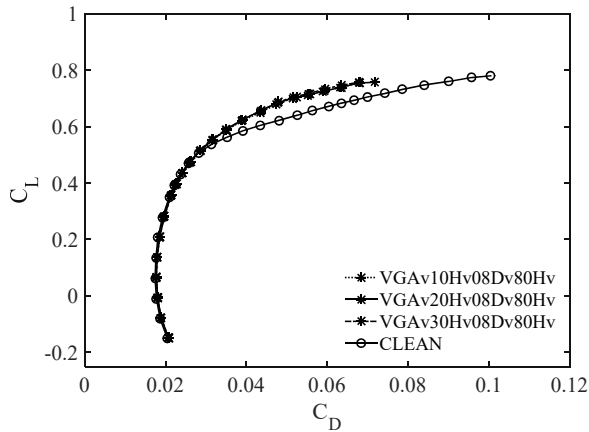
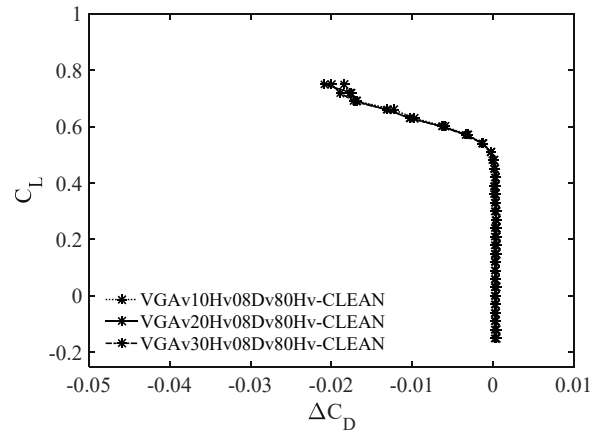
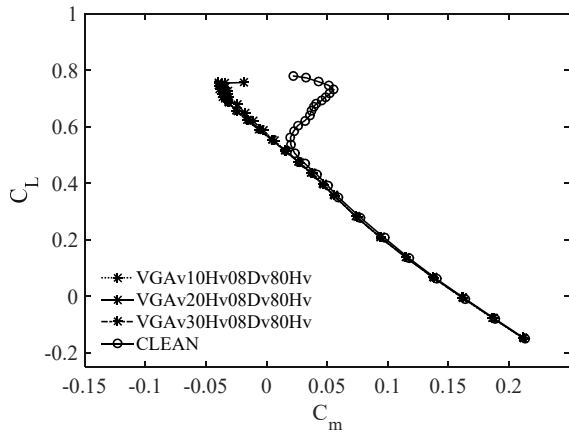
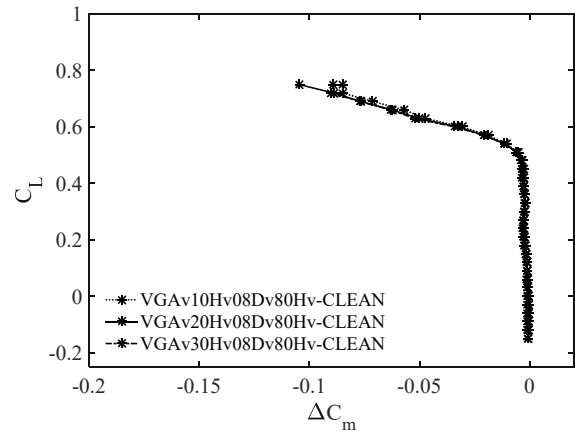
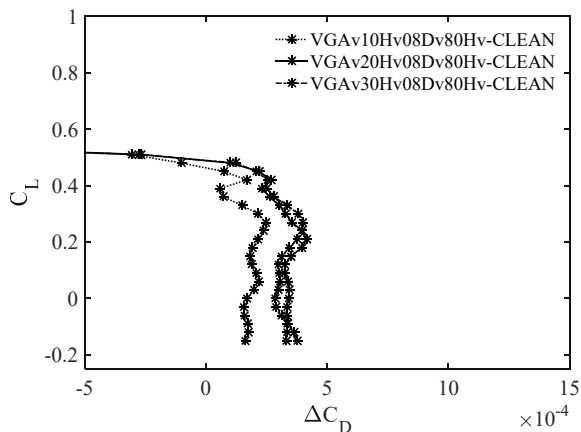
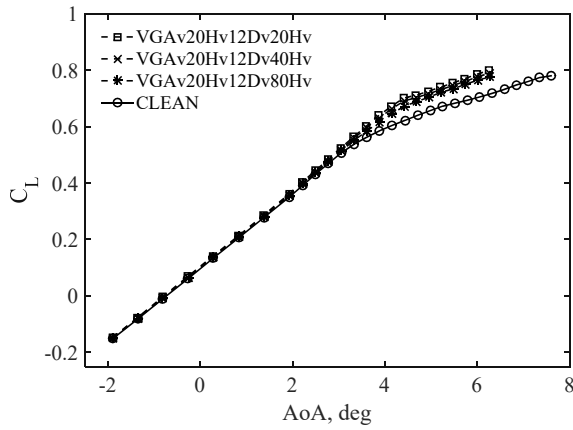
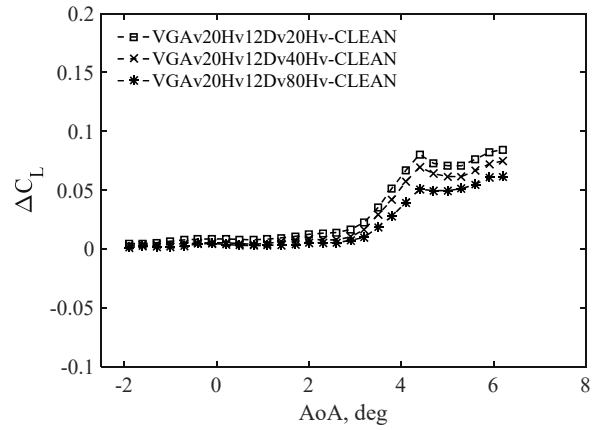
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-6 VG 間隔 80Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.85)

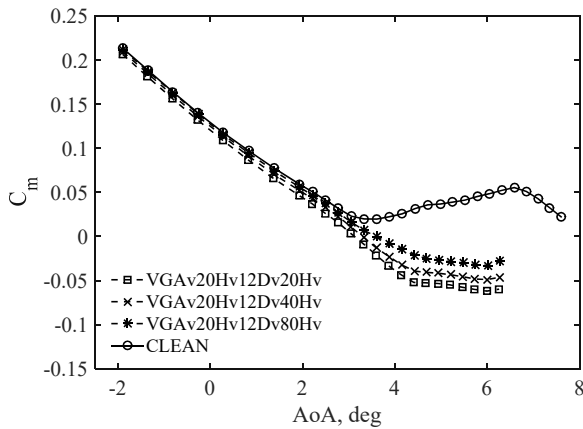
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



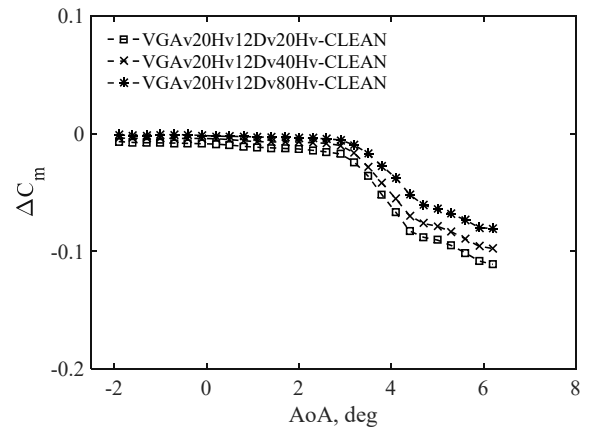
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



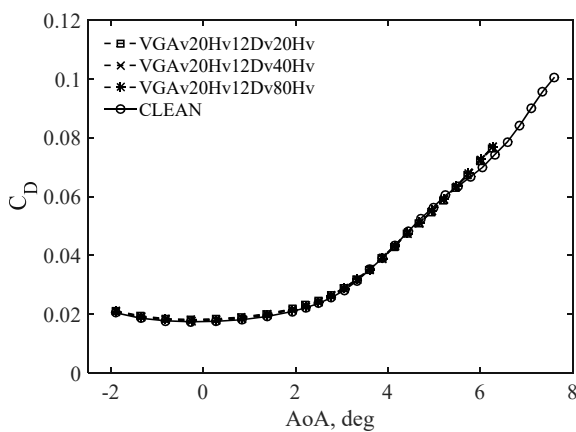
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



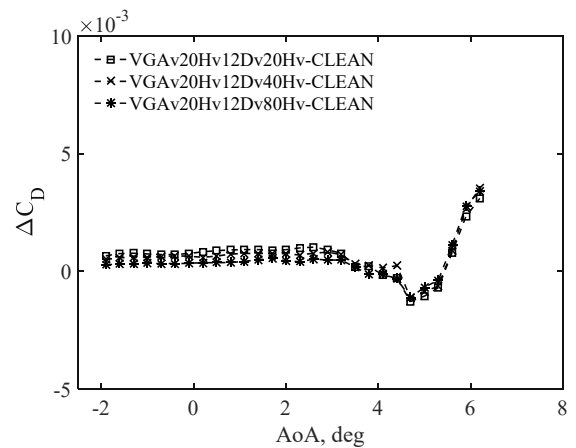
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

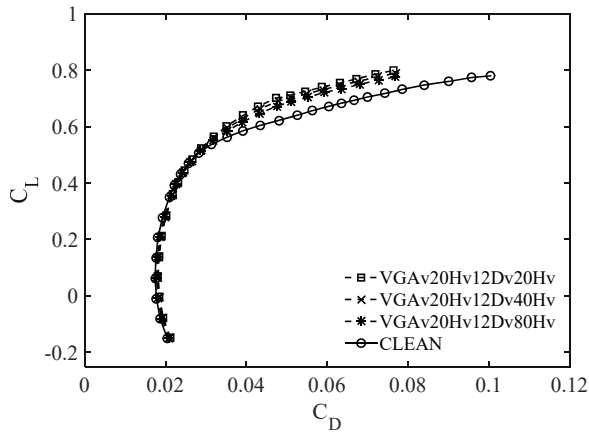
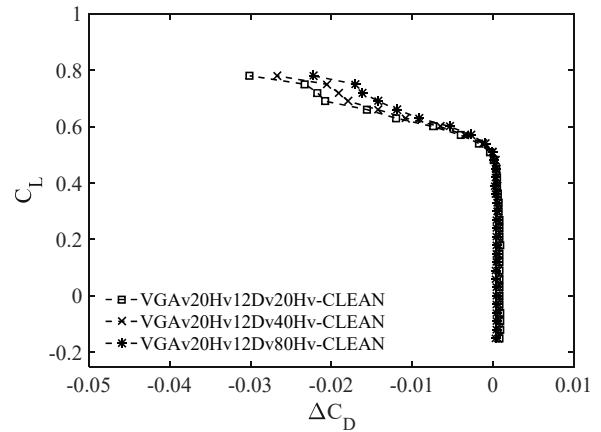
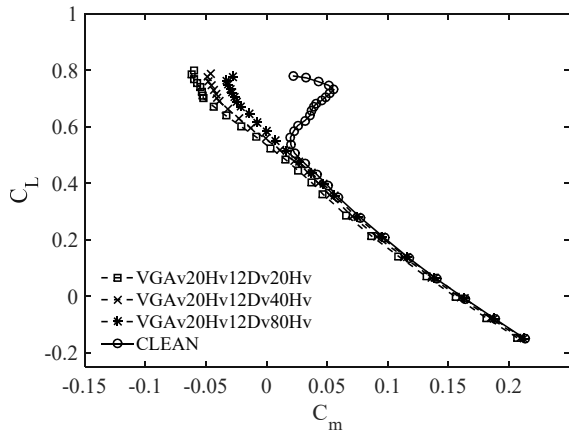
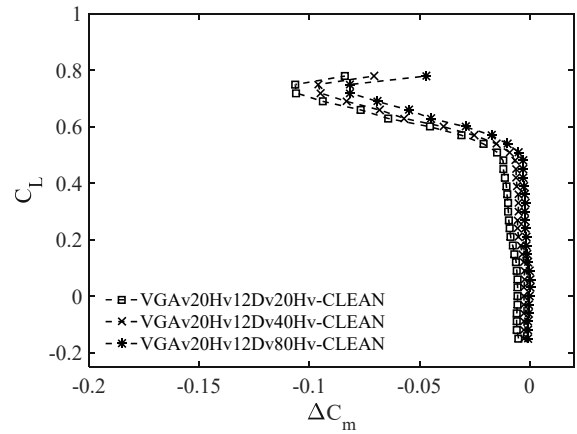
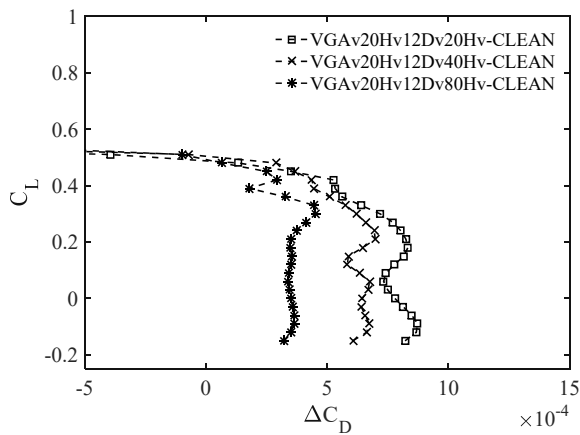
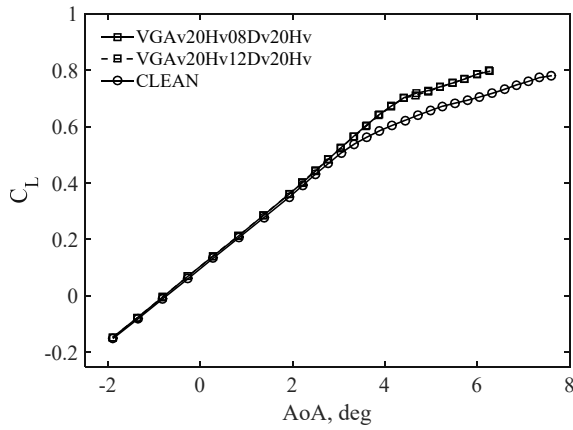
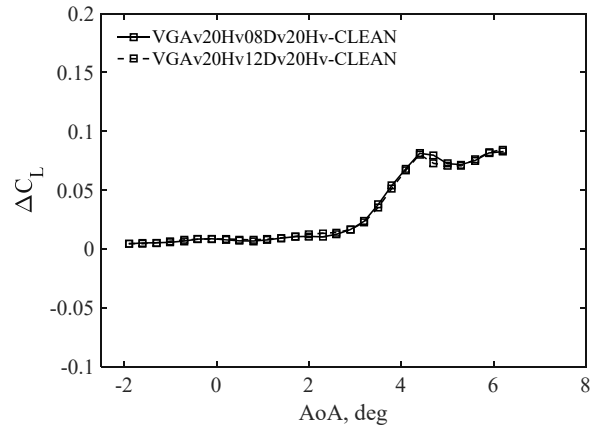
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-7 VG 高さ 1.2 mm における VG 間隔の影響(Mach 数: 0.85)

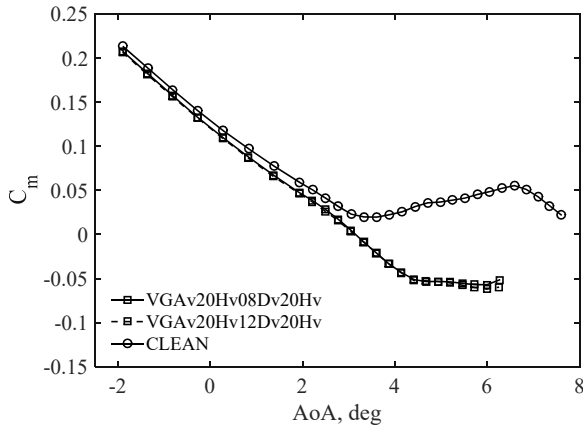
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



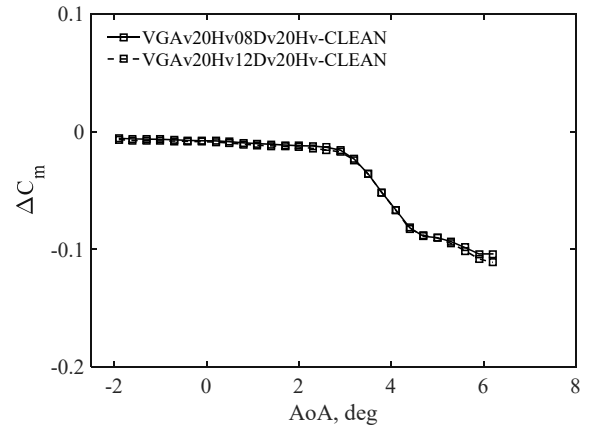
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



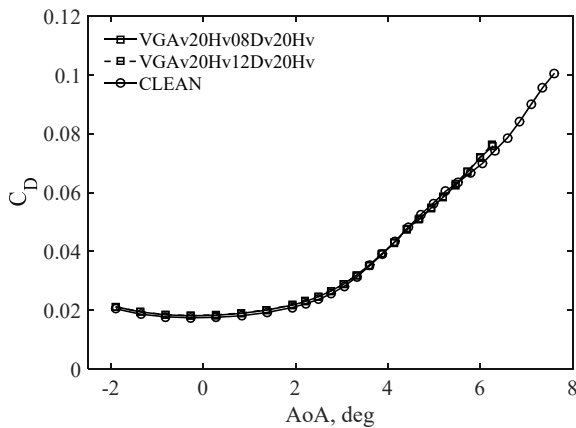
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



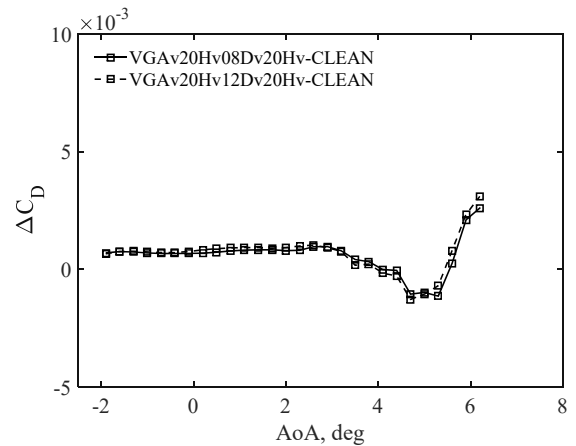
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

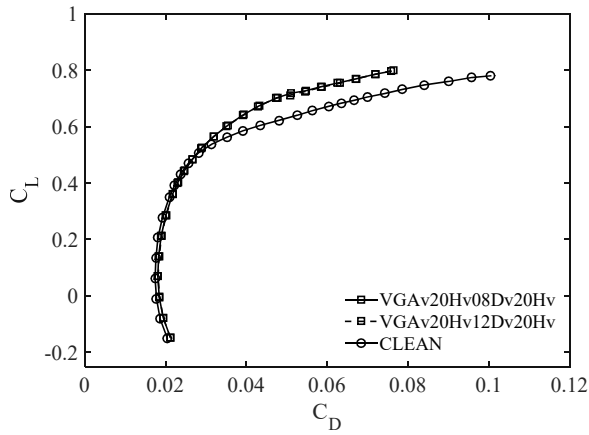
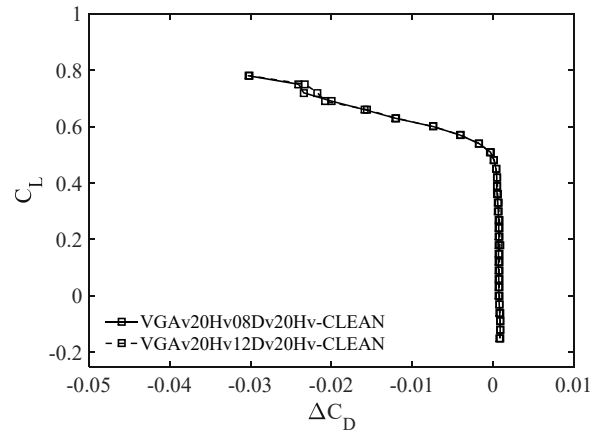
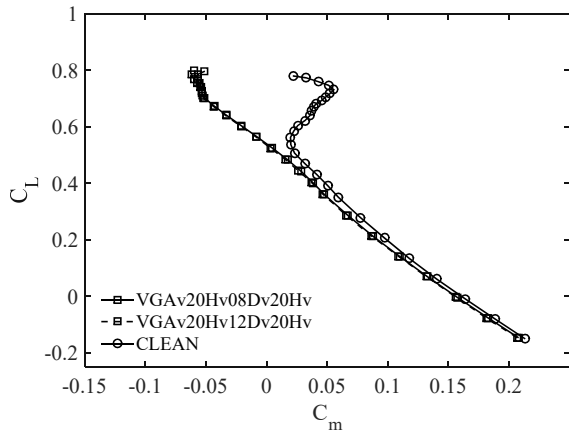
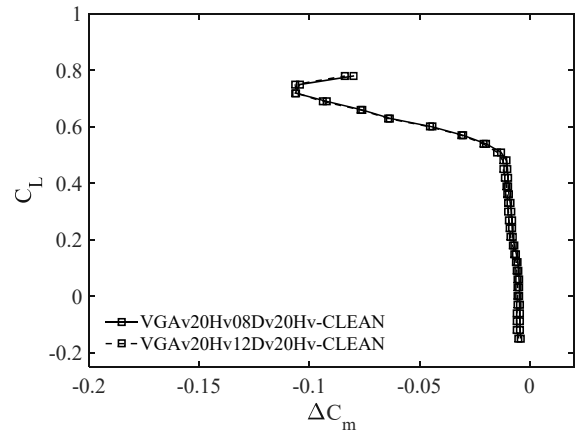
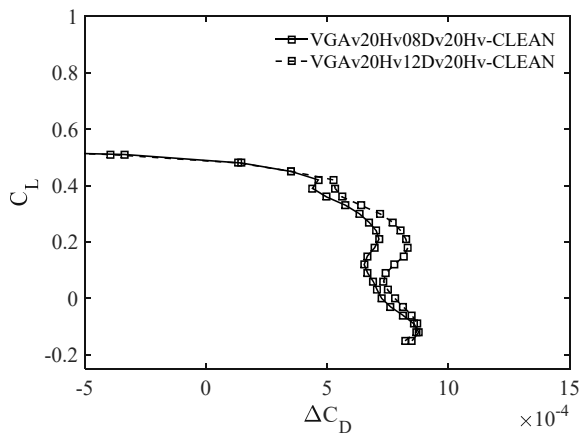
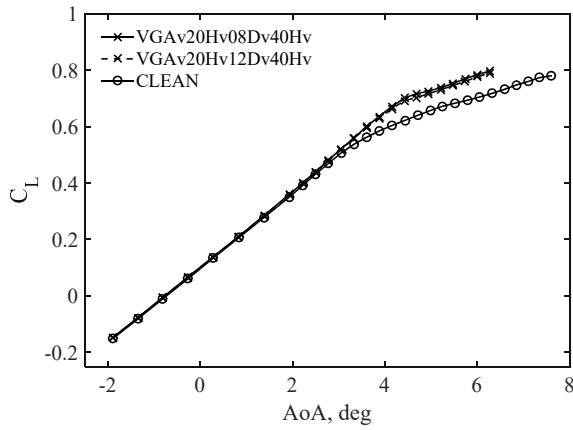
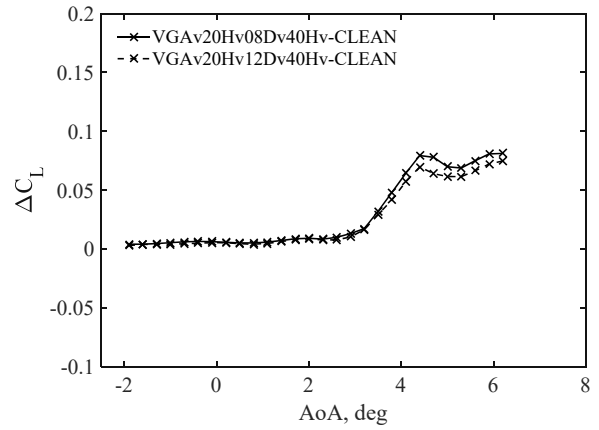
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-8 VG 間隔 20Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.85)

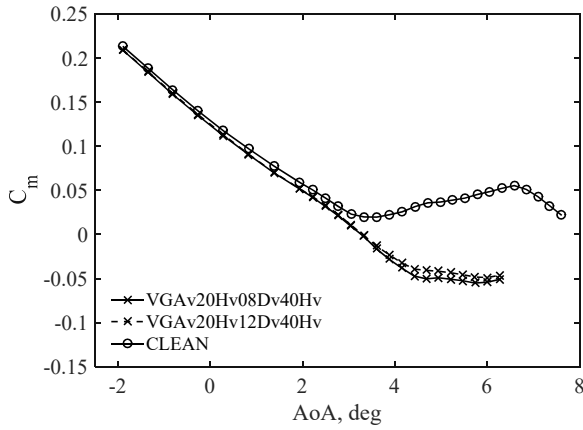
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



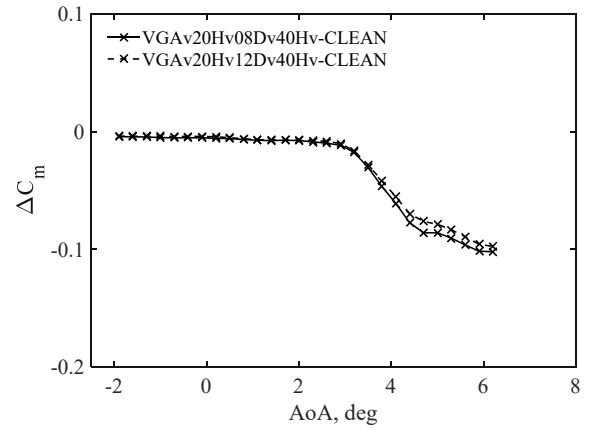
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



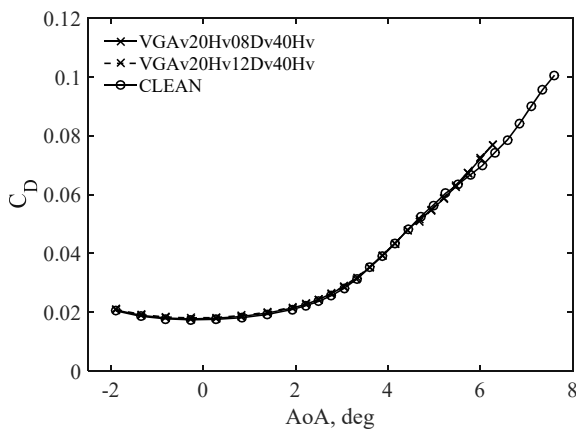
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



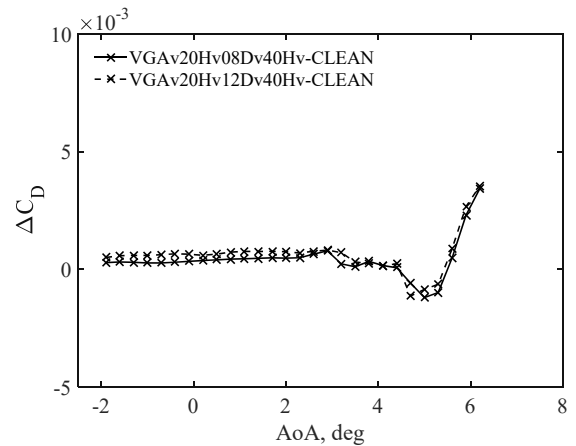
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

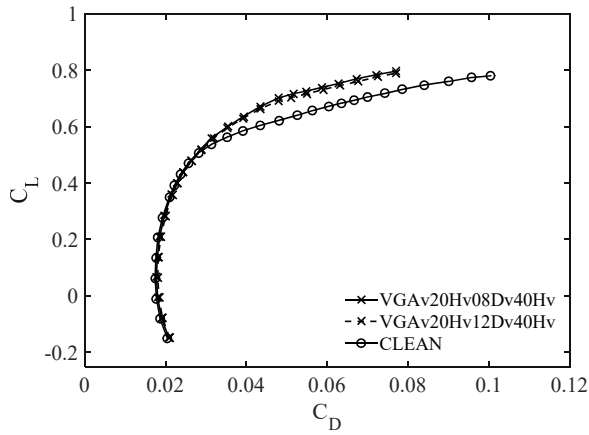
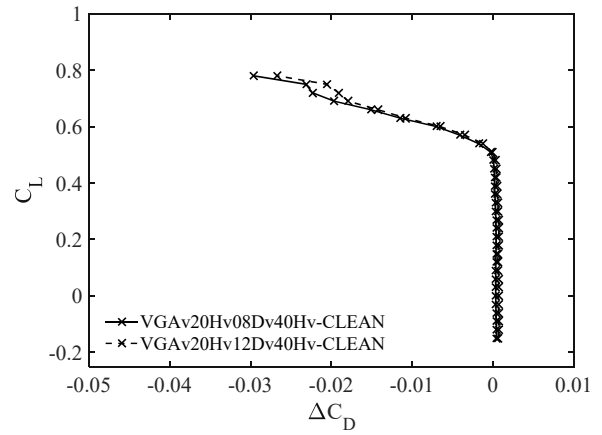
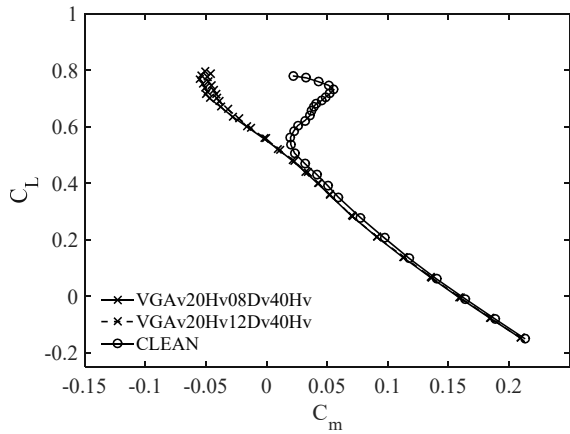
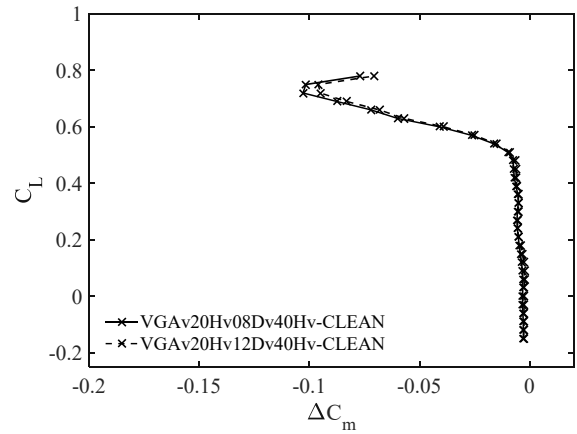
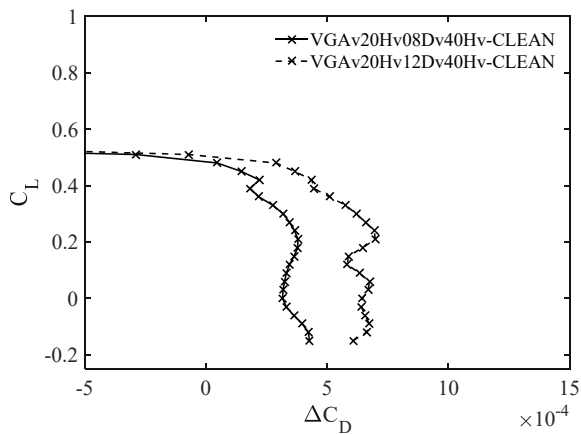
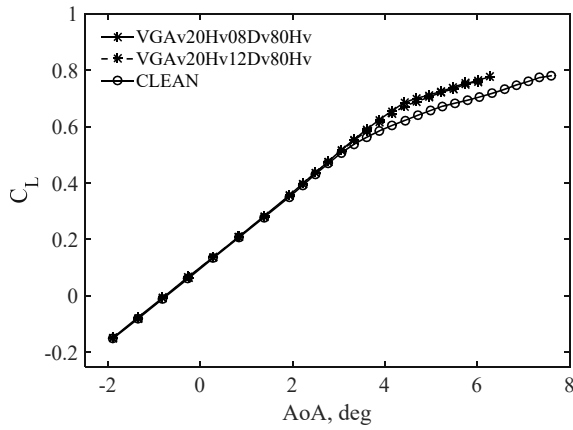
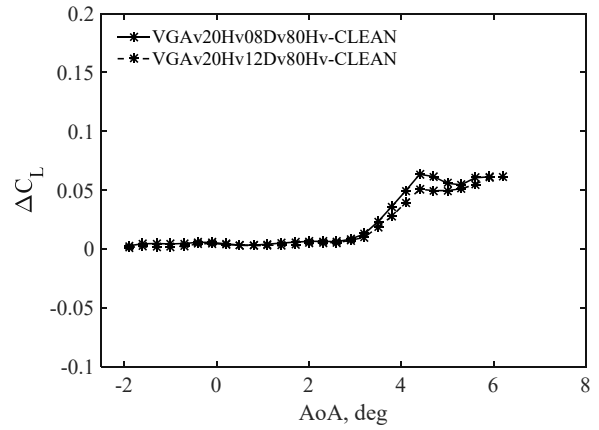
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-9 VG 間隔 40Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.85)

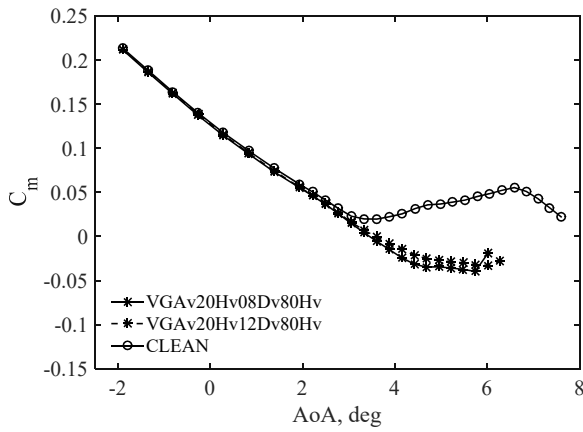
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



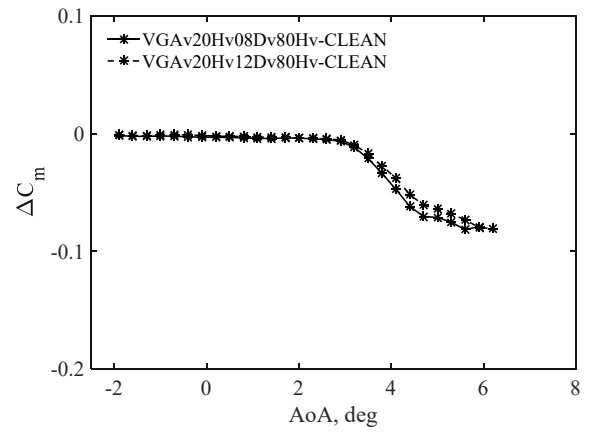
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



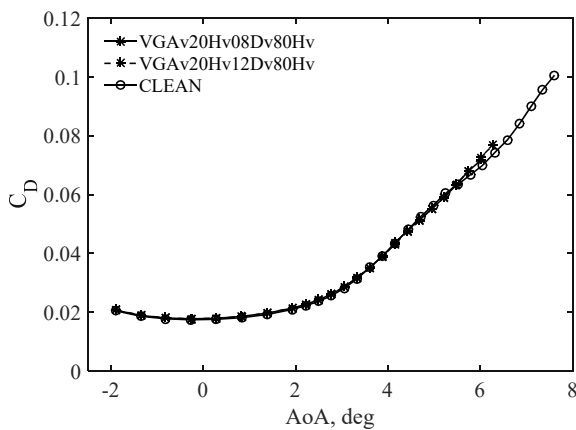
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



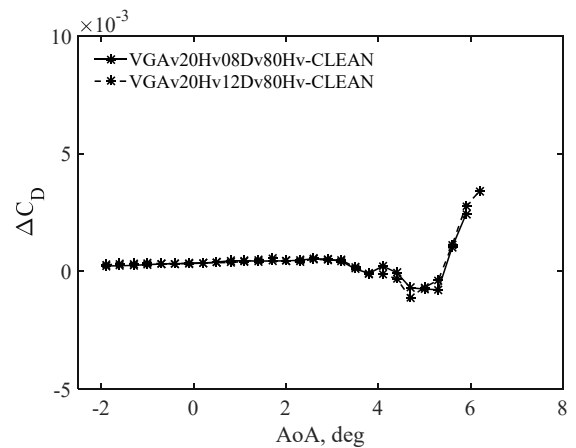
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

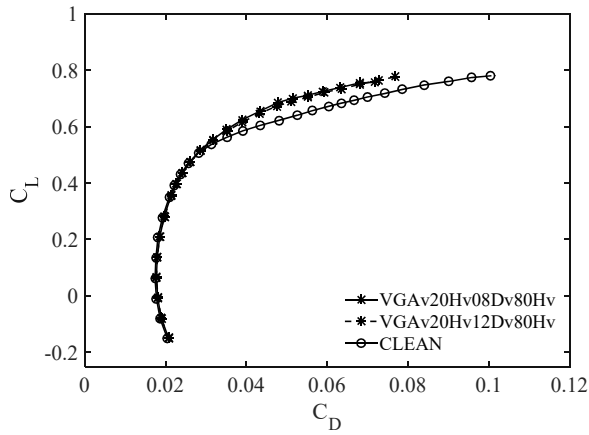
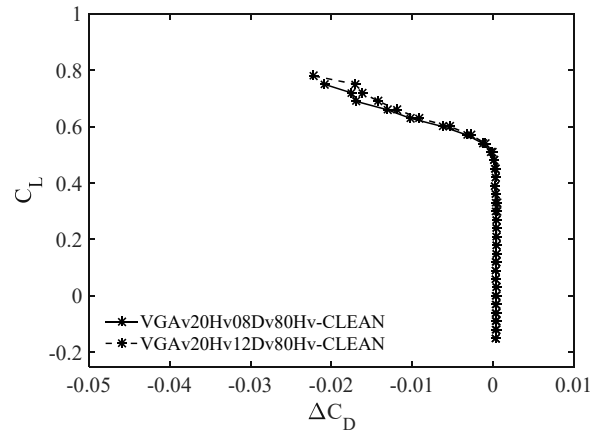
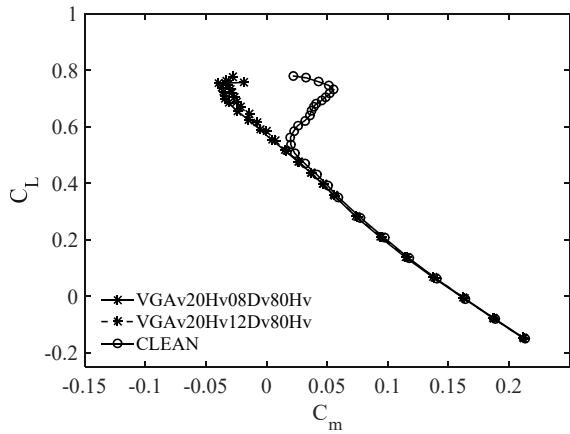
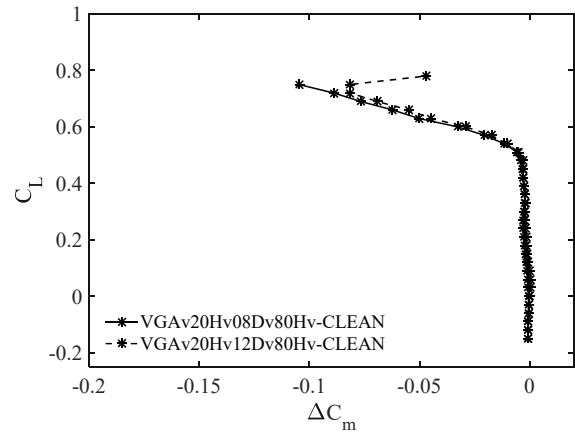
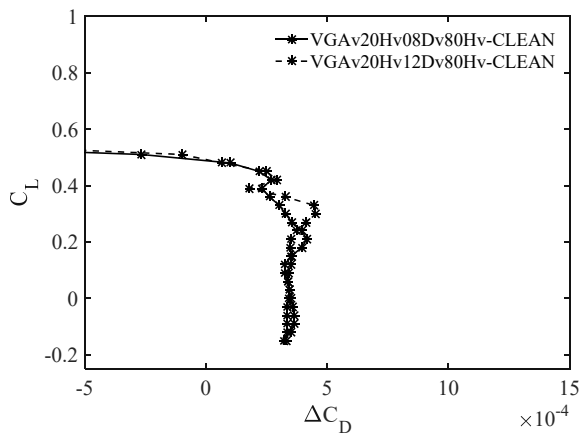
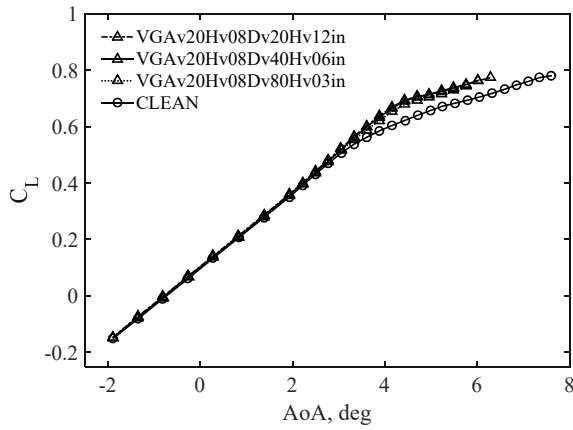
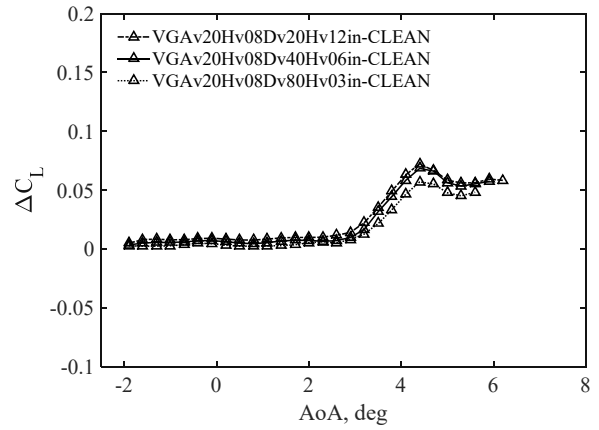
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-10 VG 間隔 80Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.85)

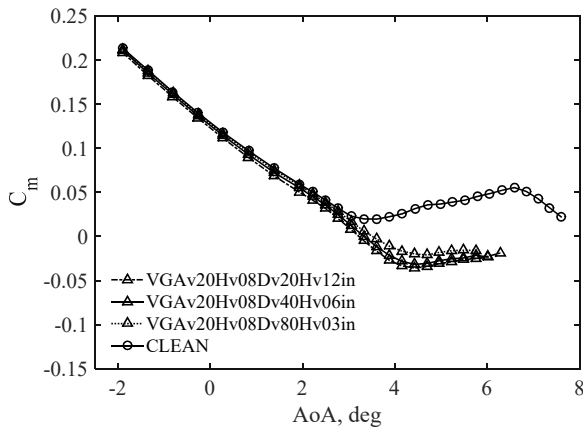
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



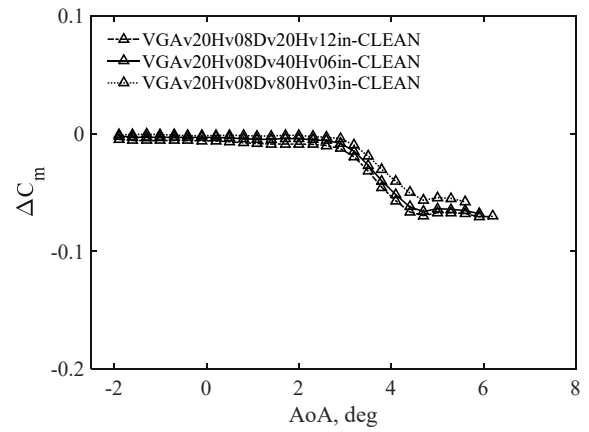
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



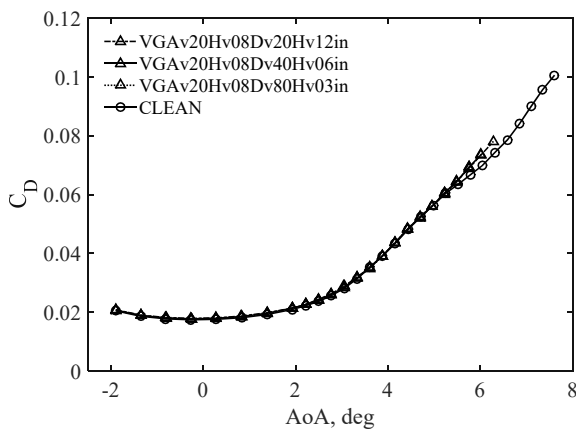
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



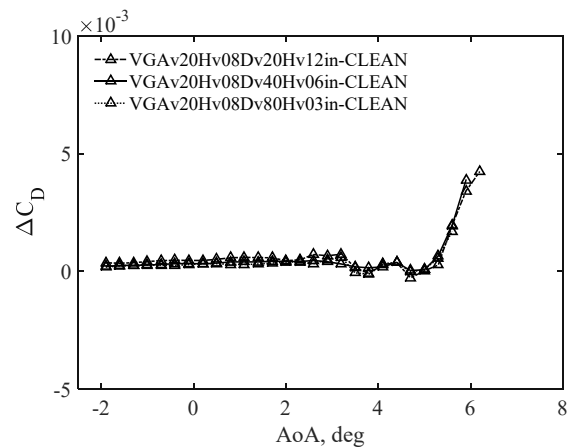
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



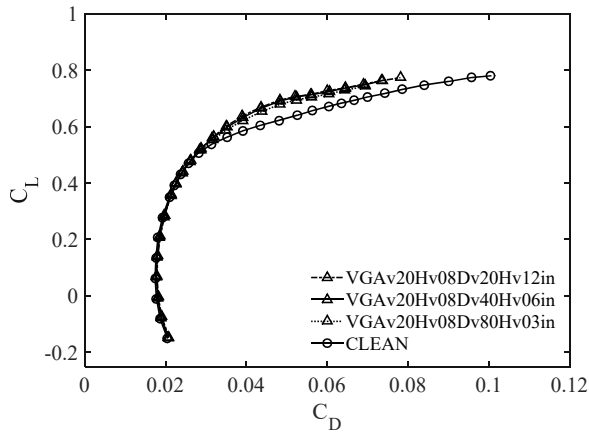
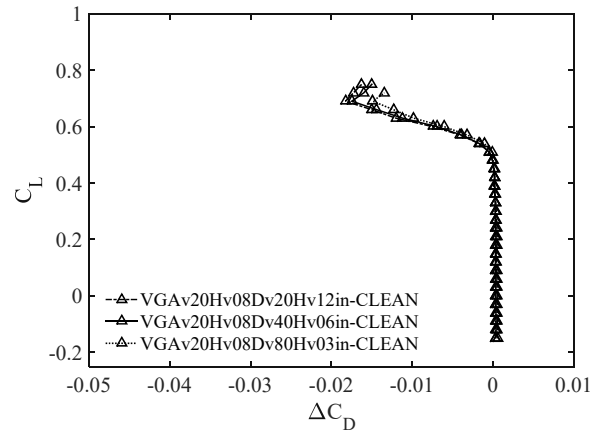
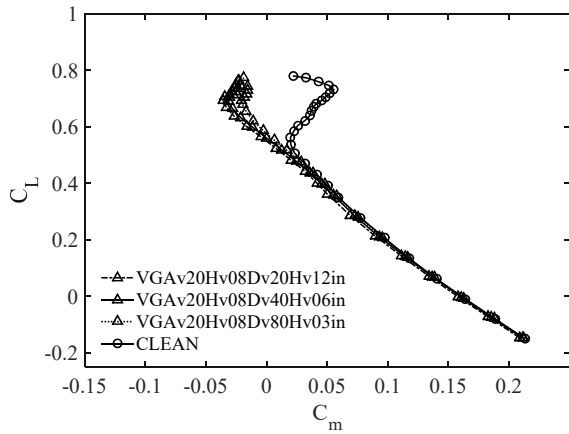
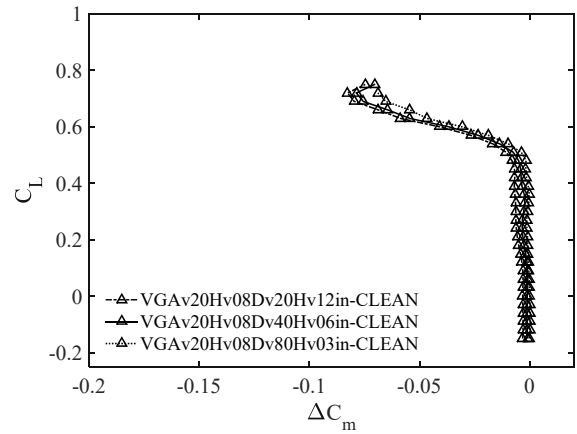
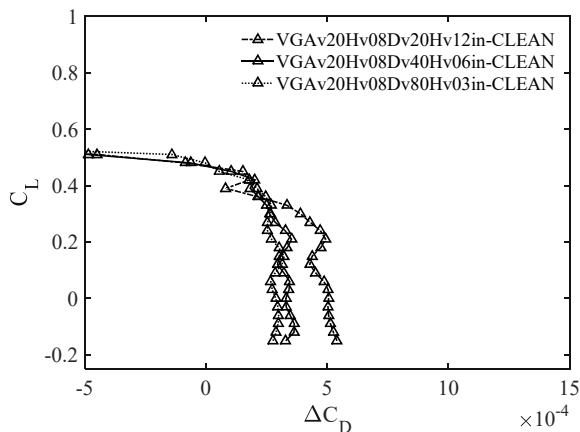
(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



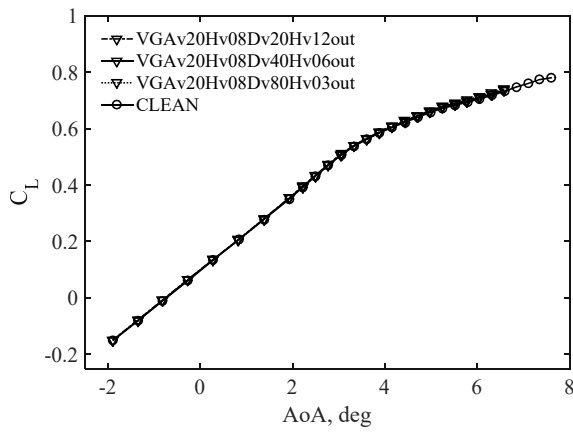
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



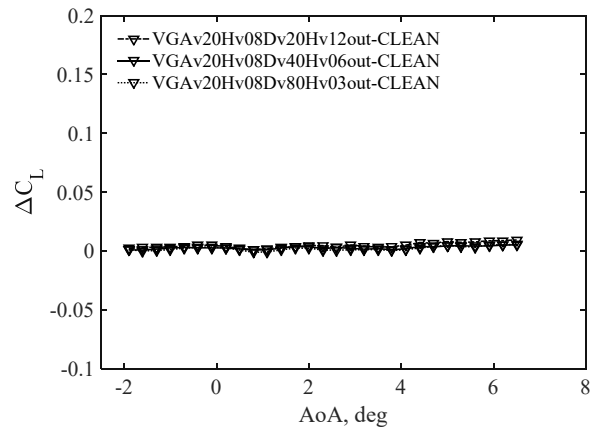
(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図Fig. B-3-11 VG 内舷設置時 VG 間隔の影響
(Mach 数: 0.85)

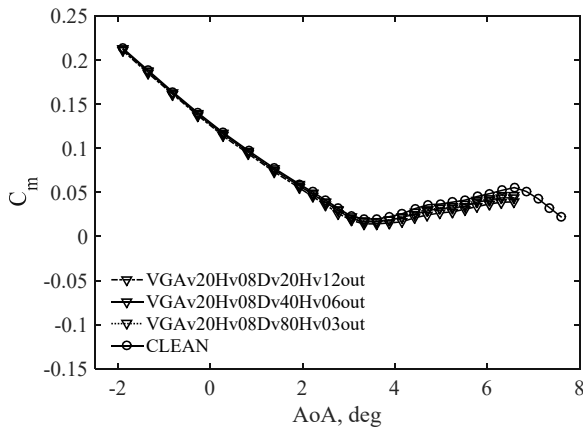
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



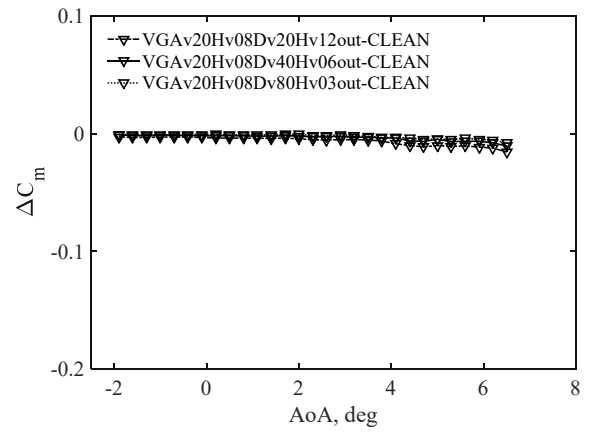
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



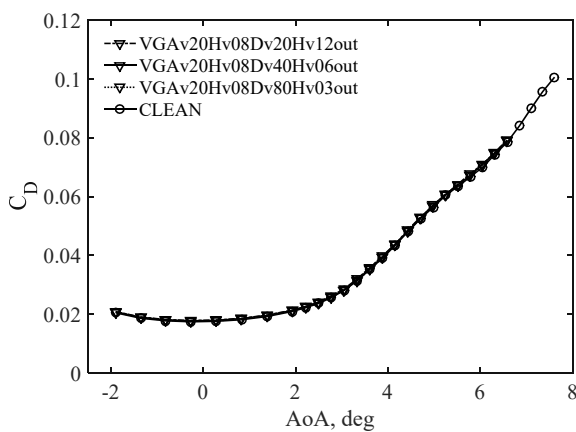
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



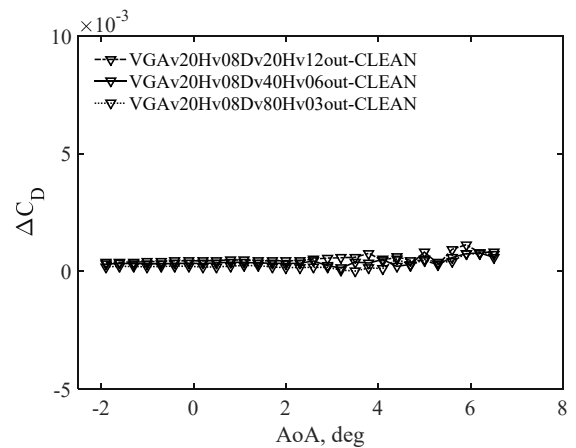
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



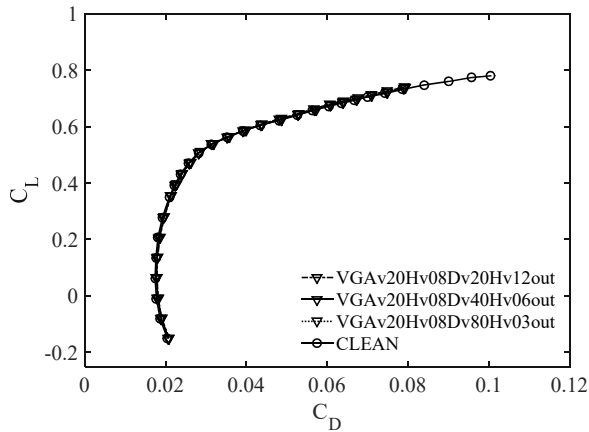
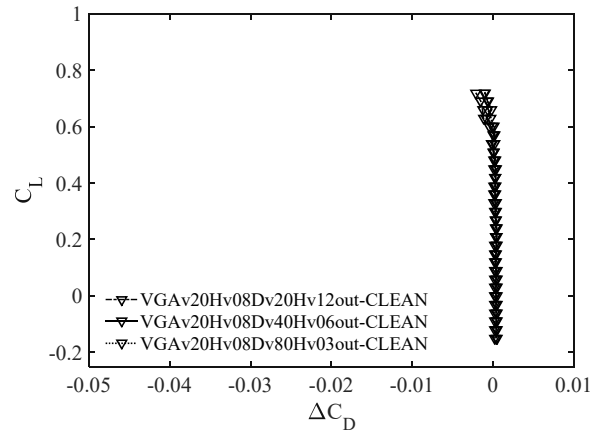
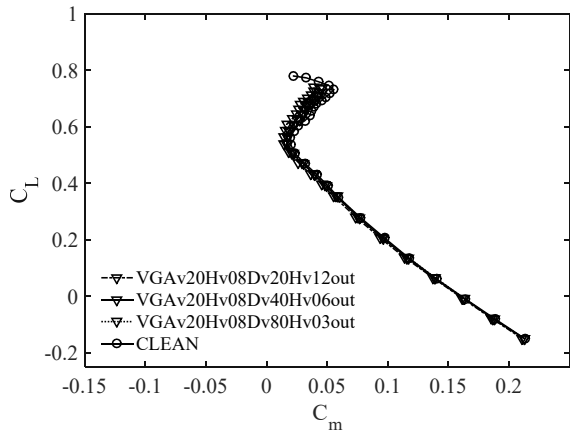
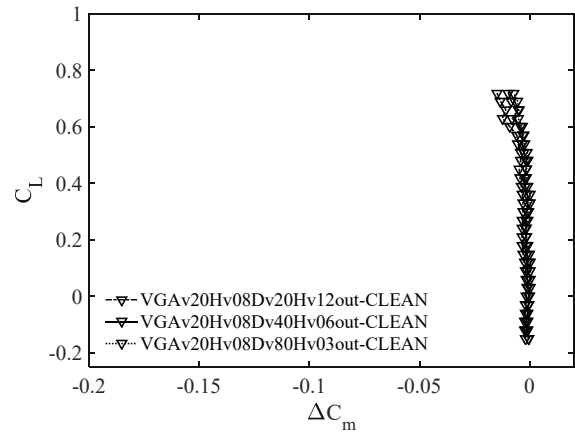
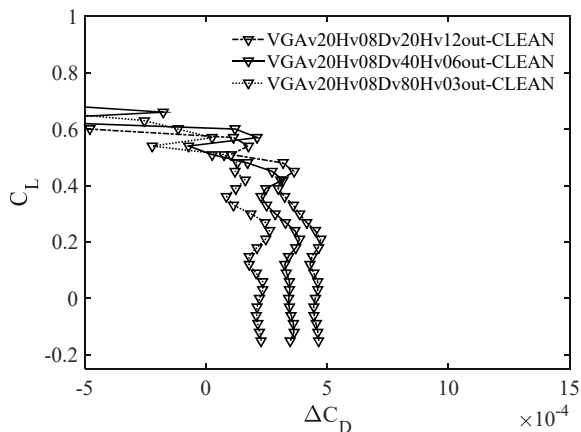
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



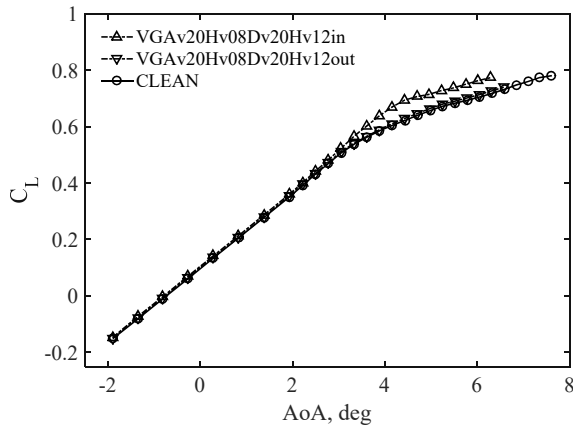
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



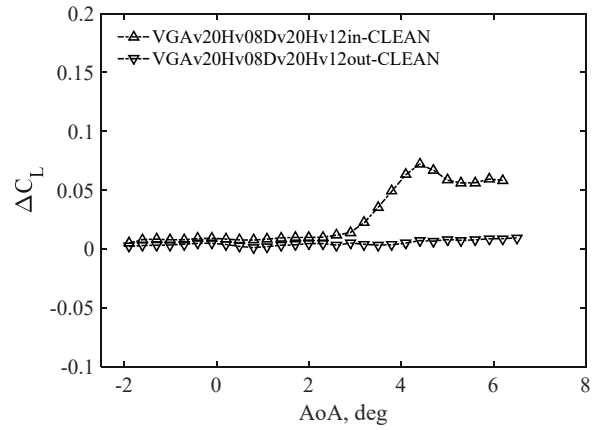
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図Fig. B-3-12 VG 外舷設置時 VG 間隔の影響
(Mach 数: 0.85)

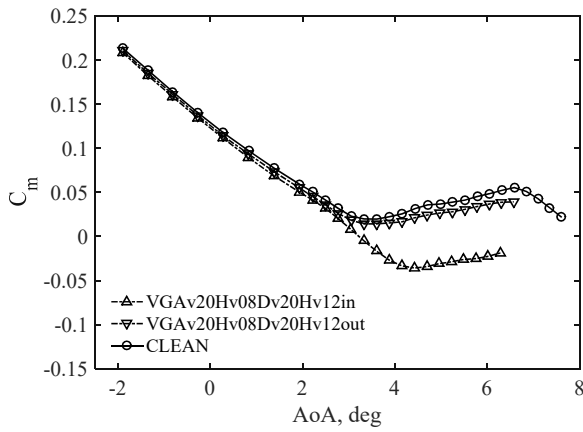
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



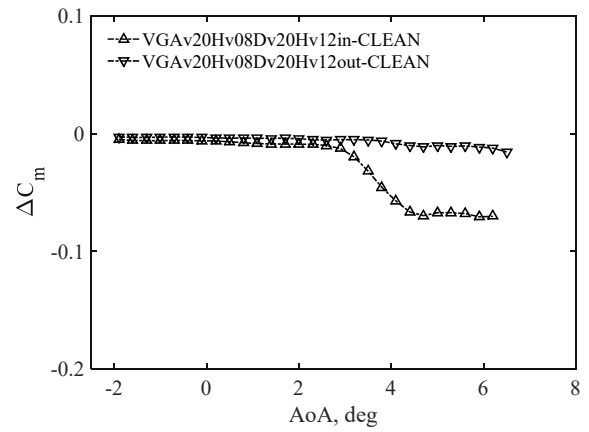
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



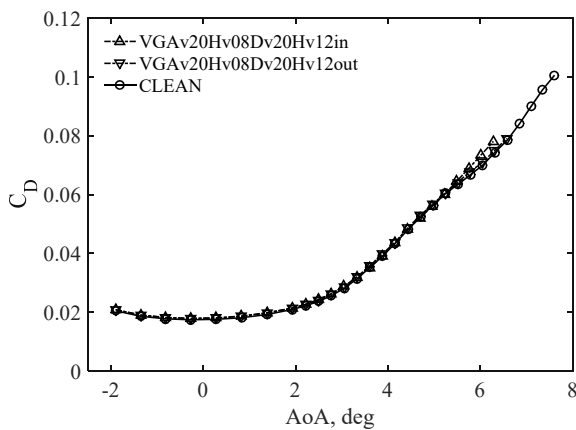
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



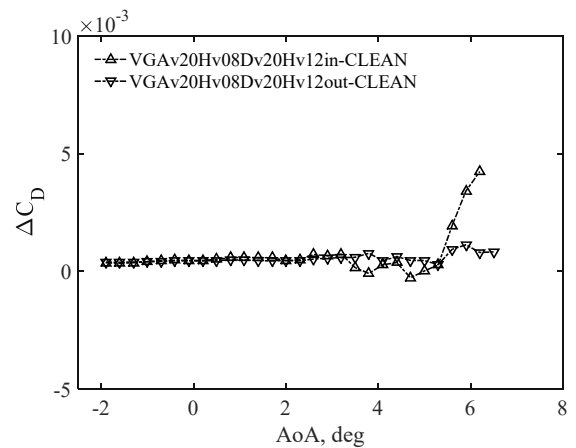
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



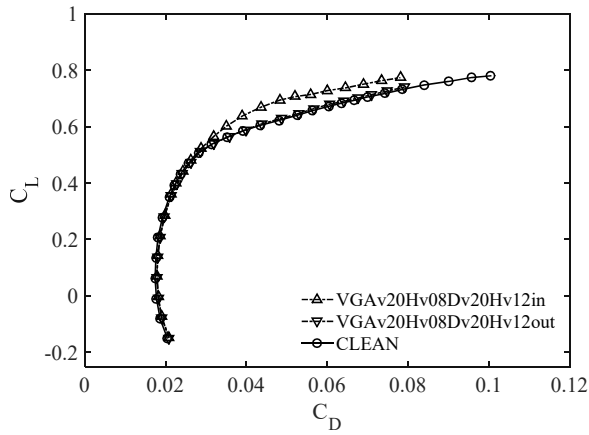
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



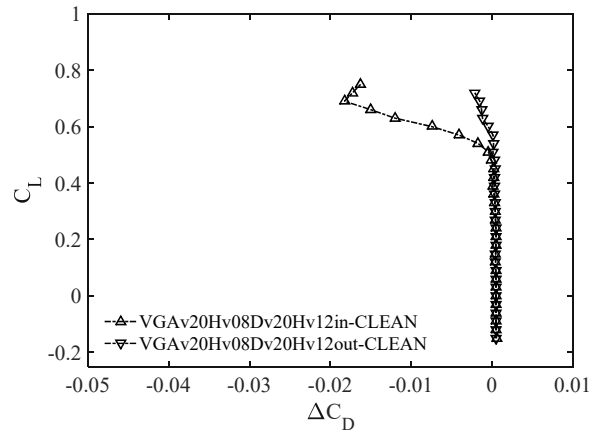
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



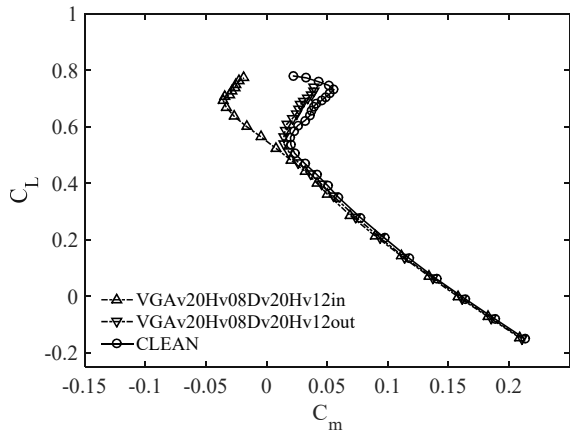
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



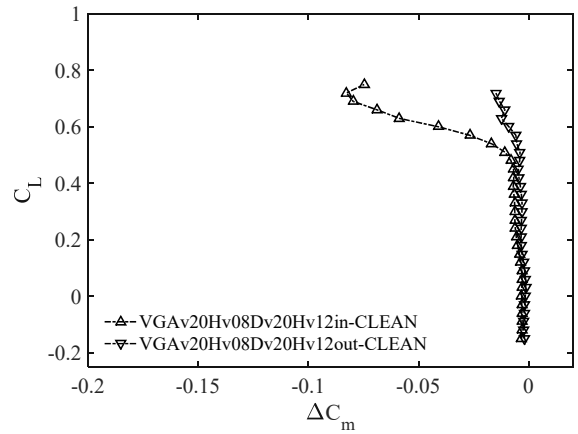
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



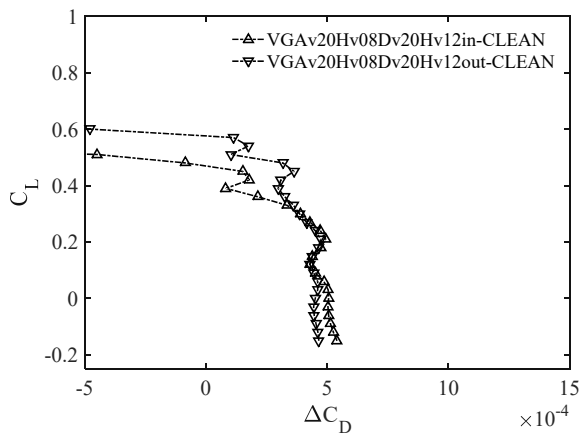
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



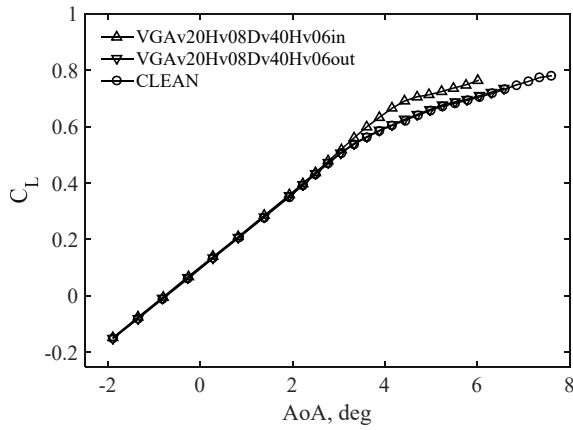
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



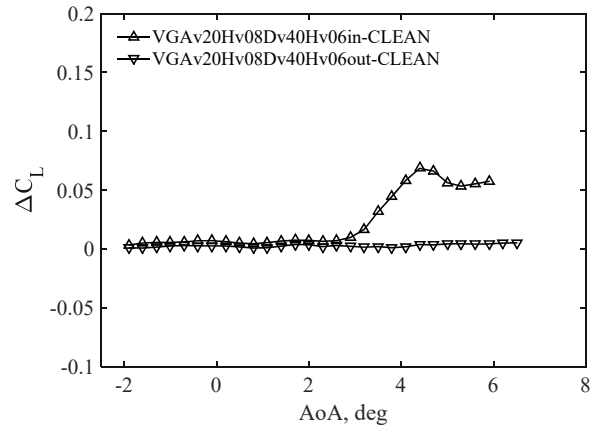
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-13 VG 間隔 20Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.85)

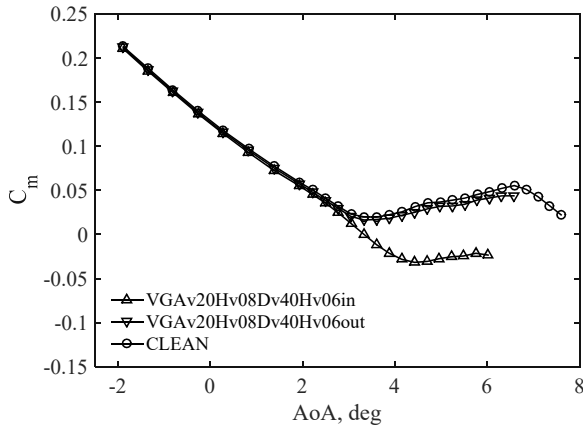
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



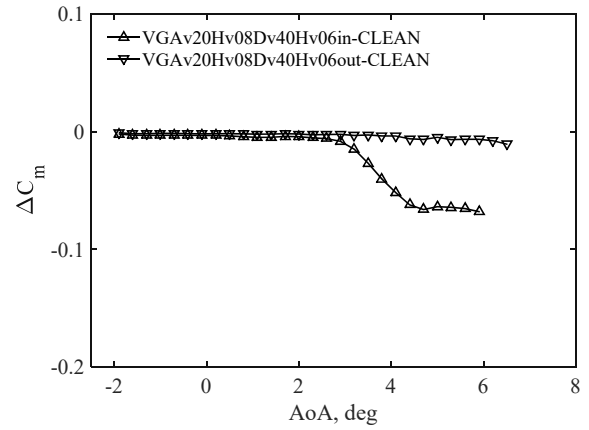
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



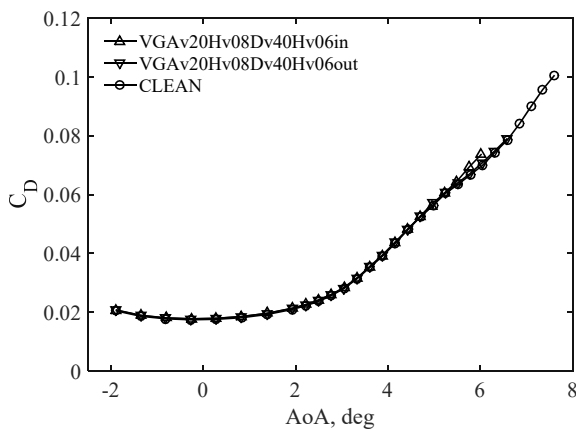
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



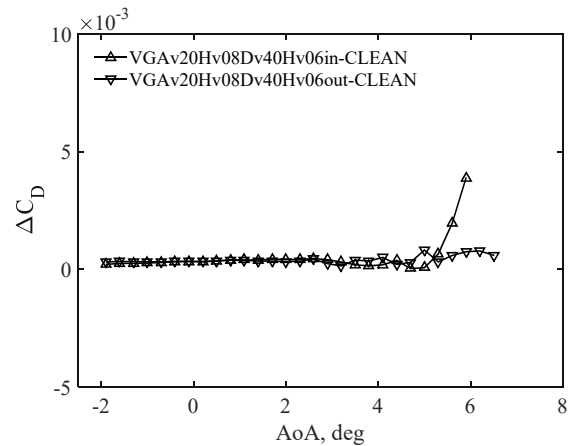
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



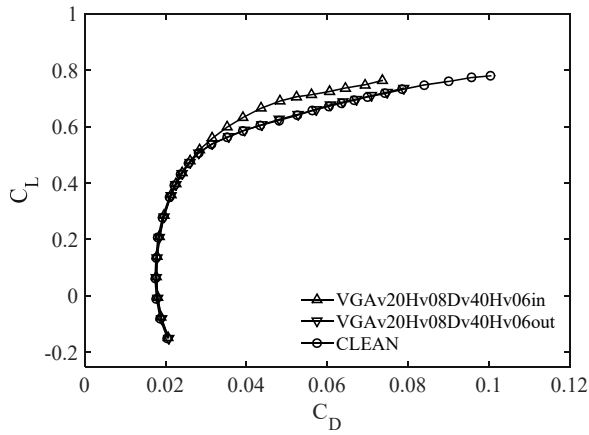
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



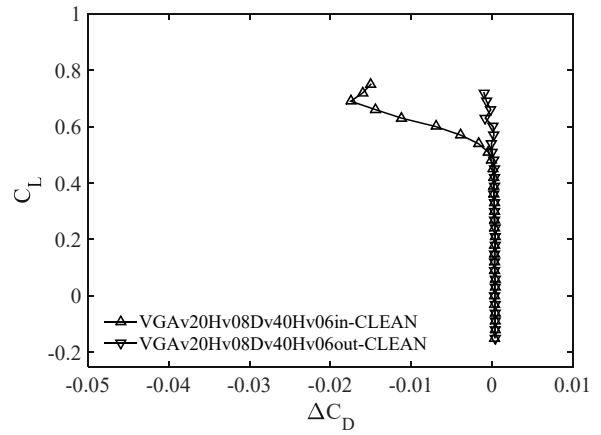
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



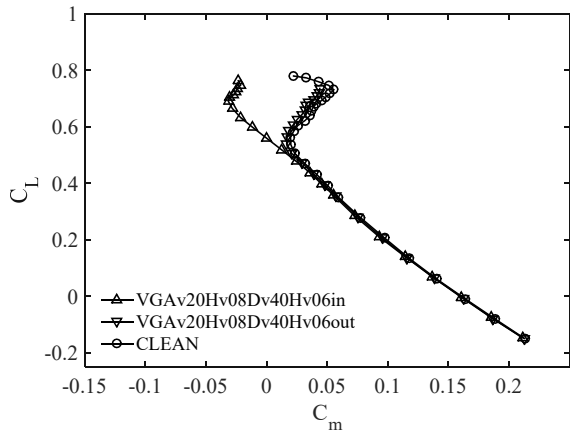
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



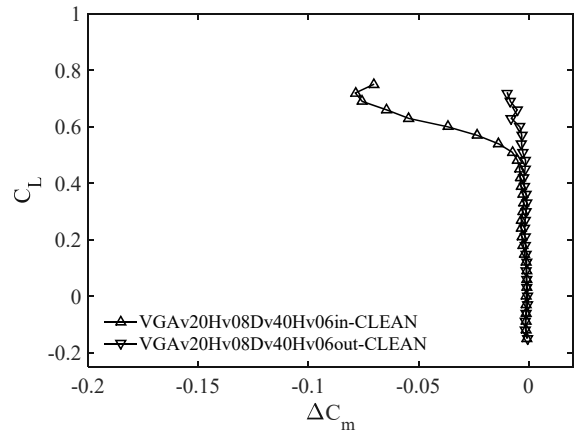
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



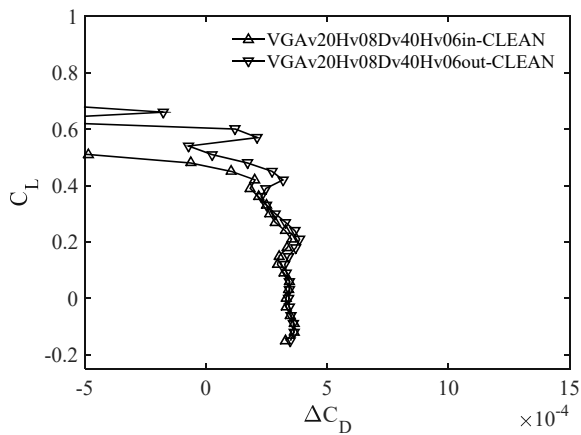
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



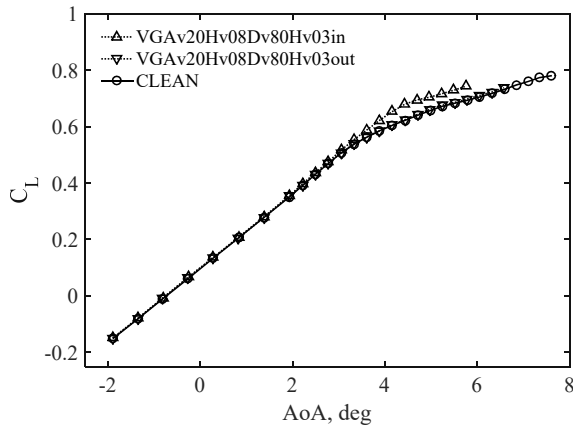
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



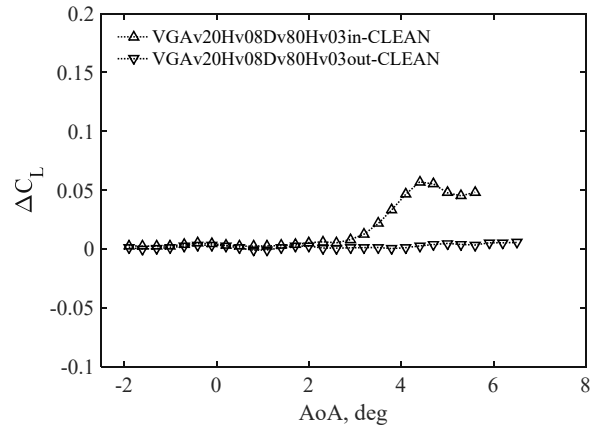
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-14 VG 間隔 40Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.85)

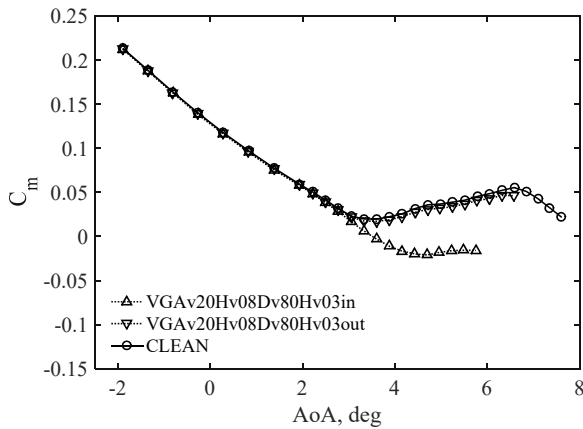
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



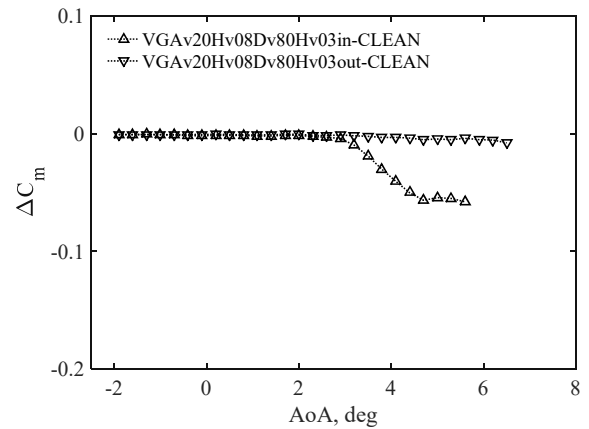
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



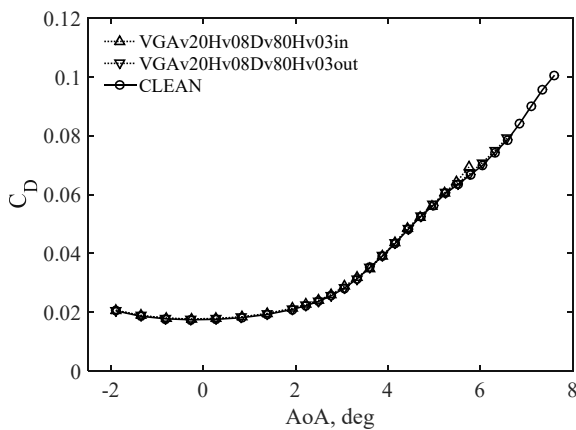
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



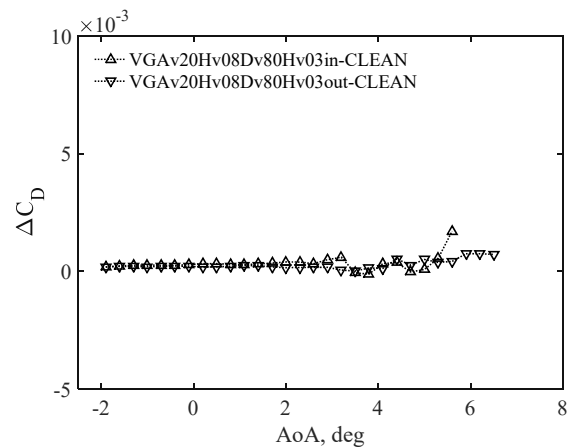
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



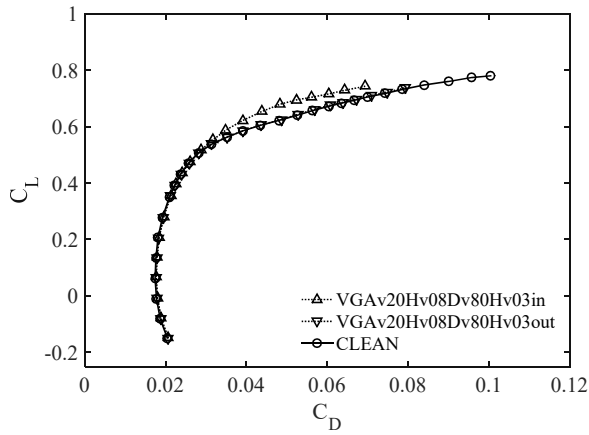
(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



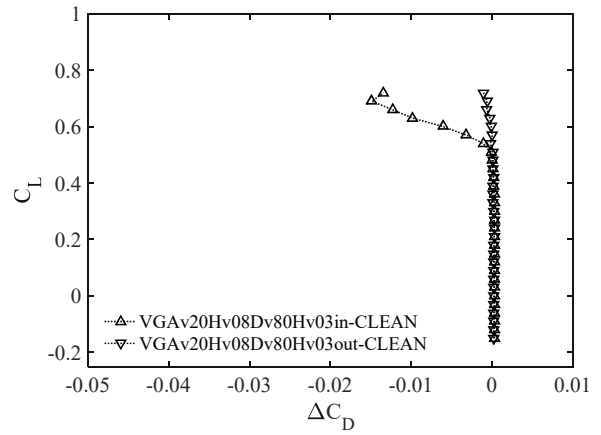
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



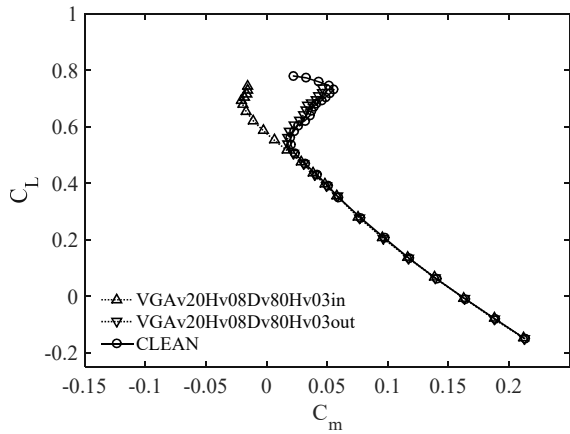
(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)



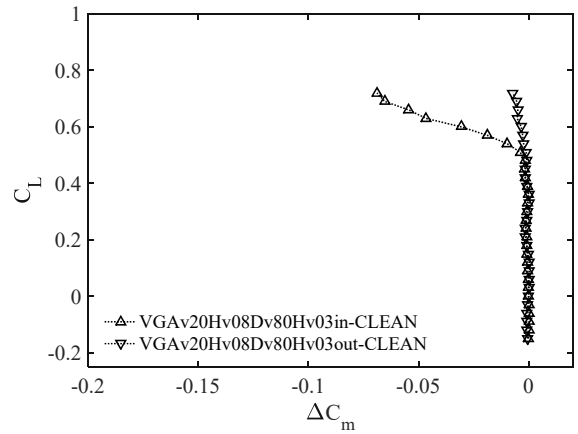
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



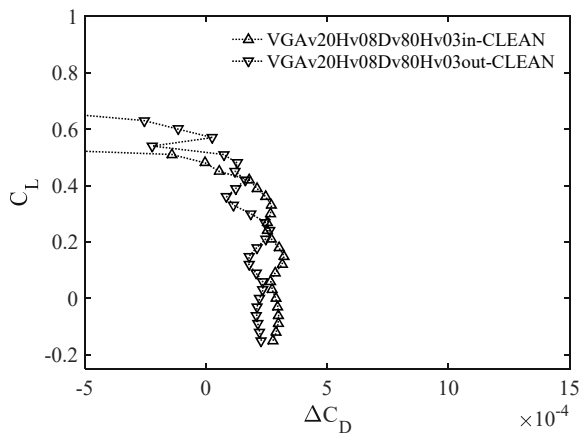
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



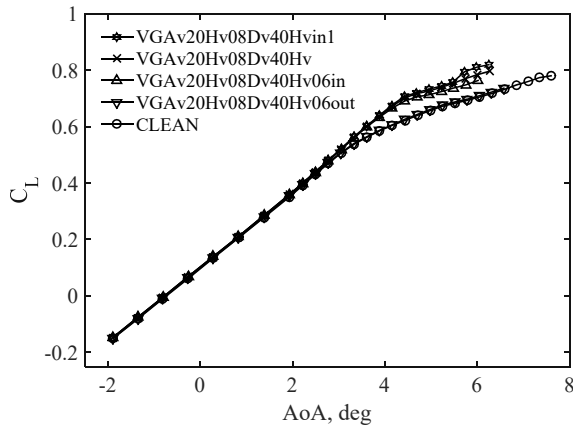
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



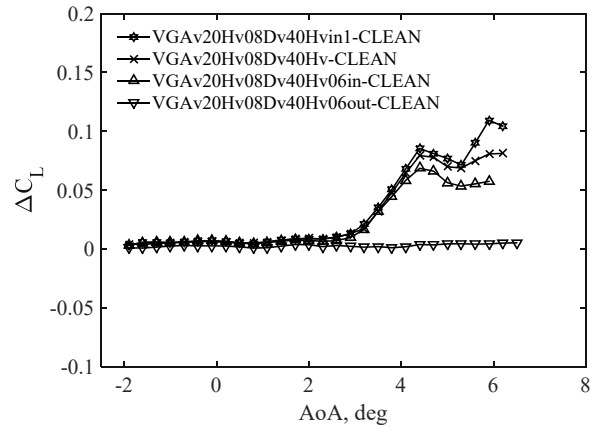
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-15 VG 間隔 80Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.85)

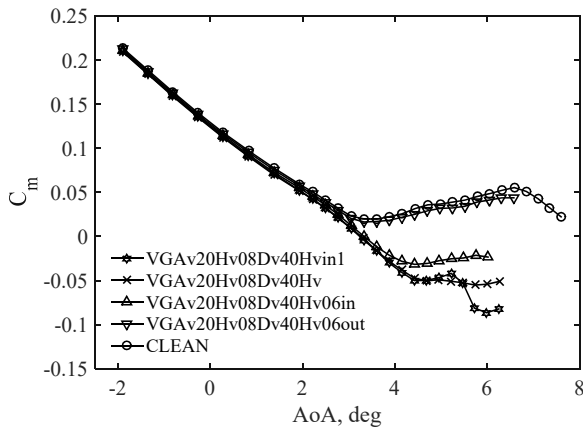
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



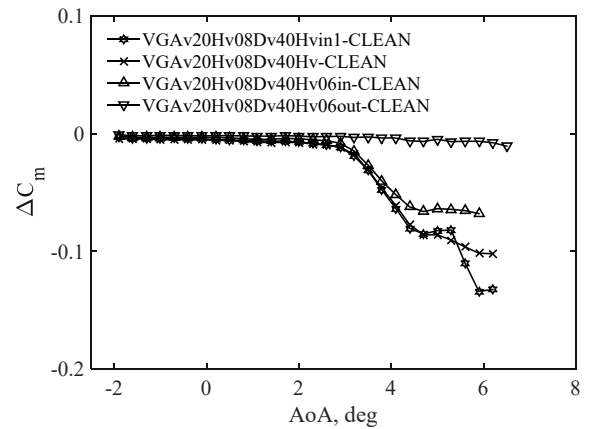
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



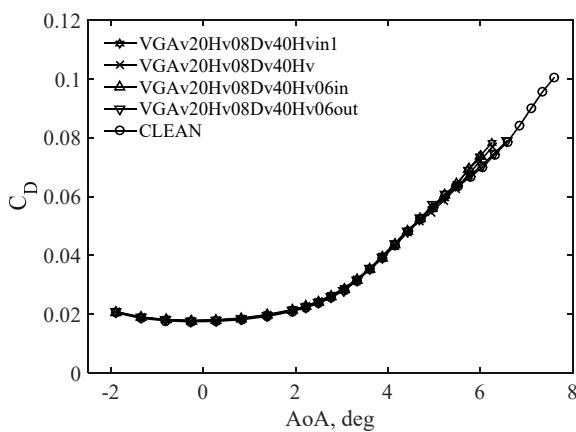
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



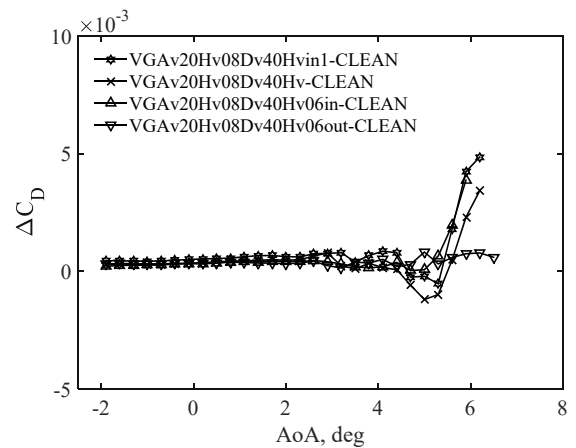
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

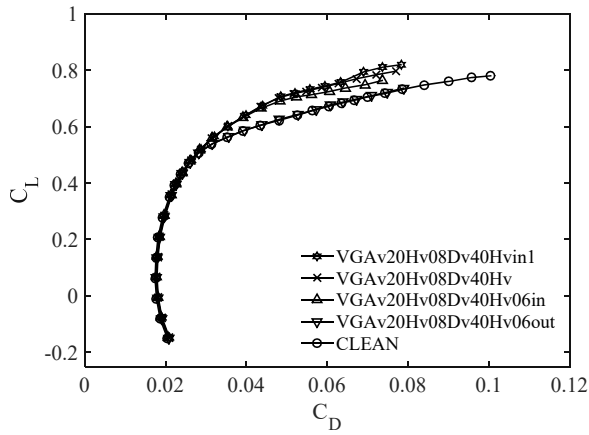
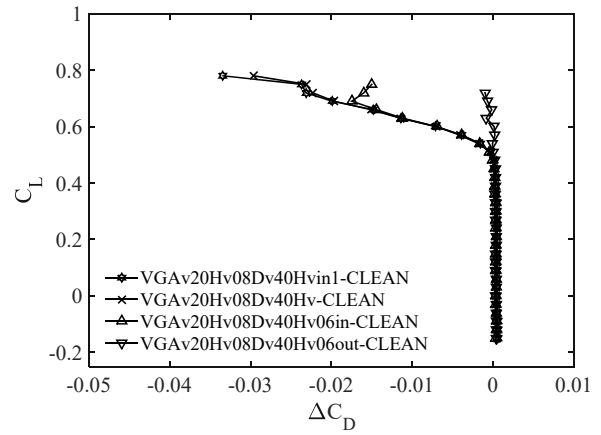
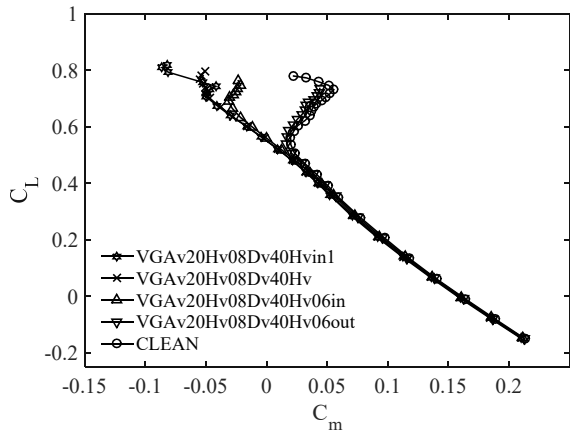
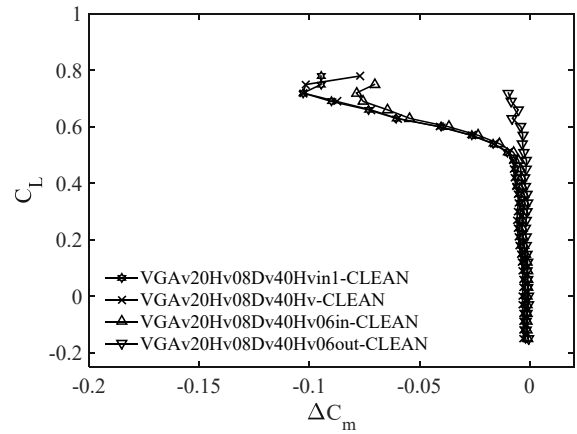
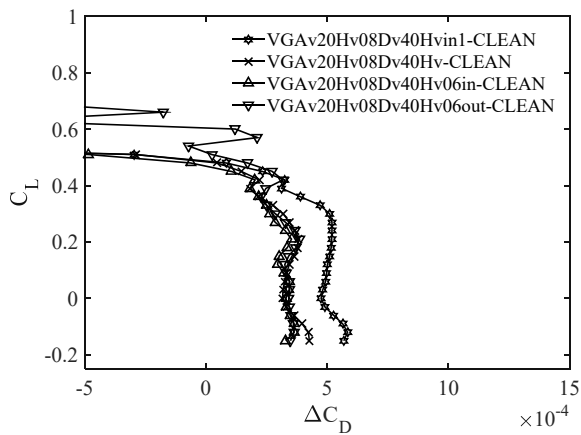
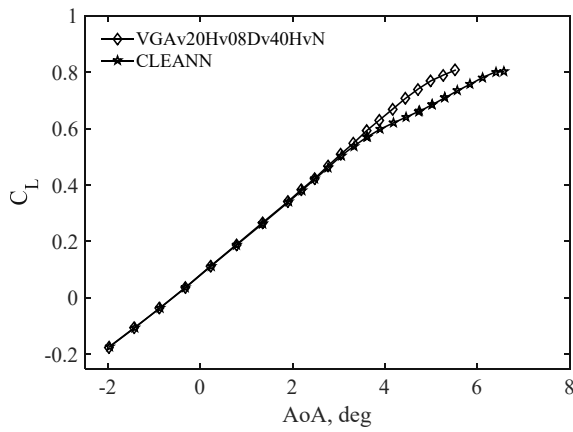
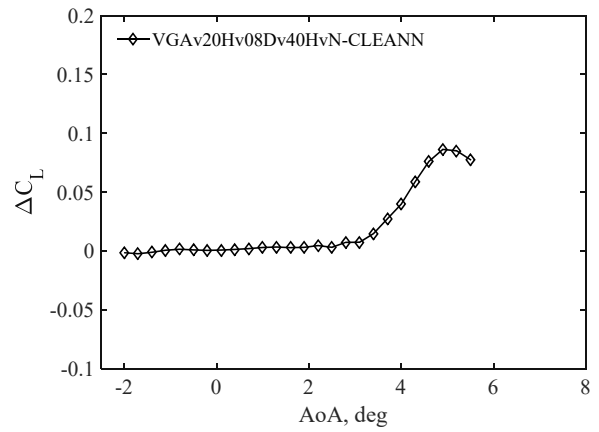
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-16 VG 間隔 40Hv における VG 配置の比較(Mach 数: 0.85)

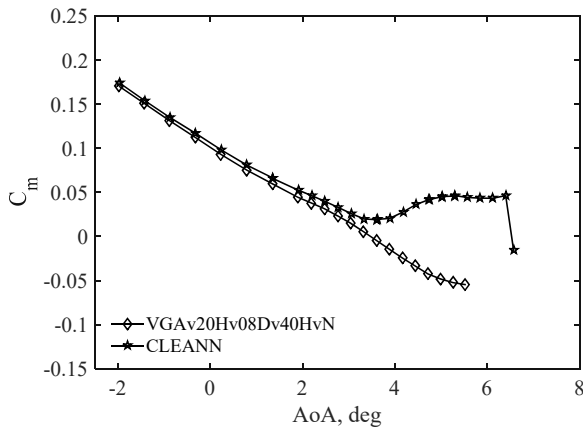
Appendix B-3 Mach 数 0.85 の結果



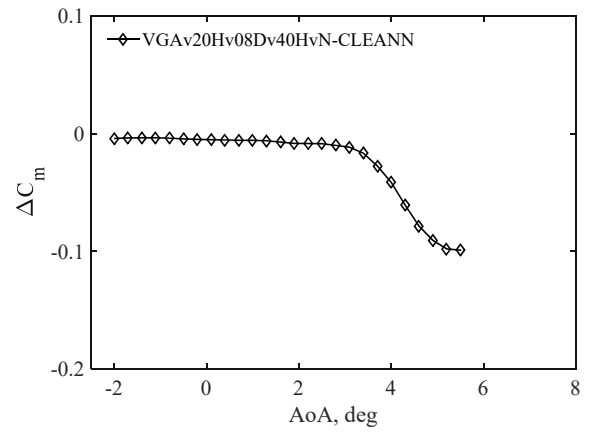
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



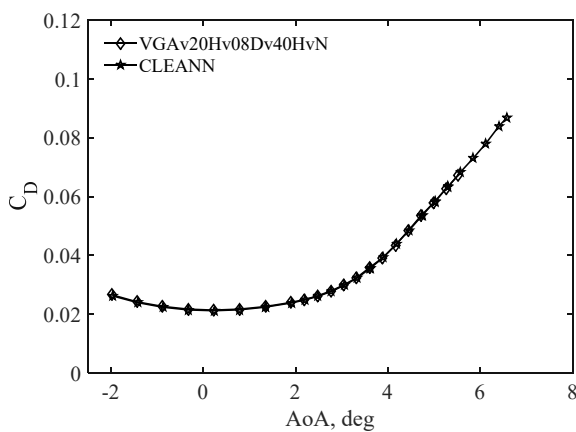
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



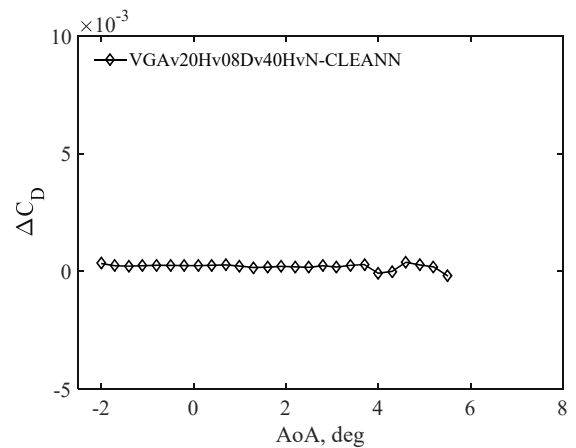
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

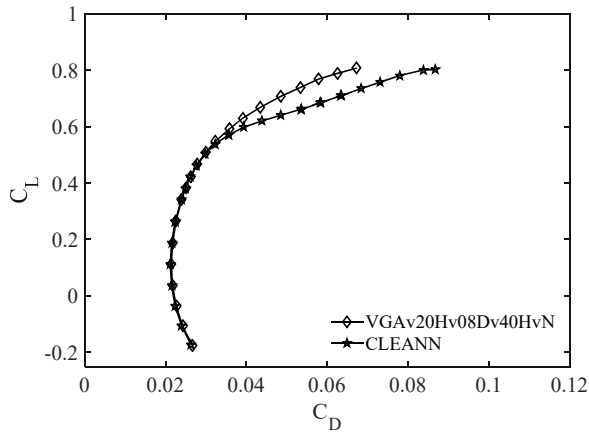
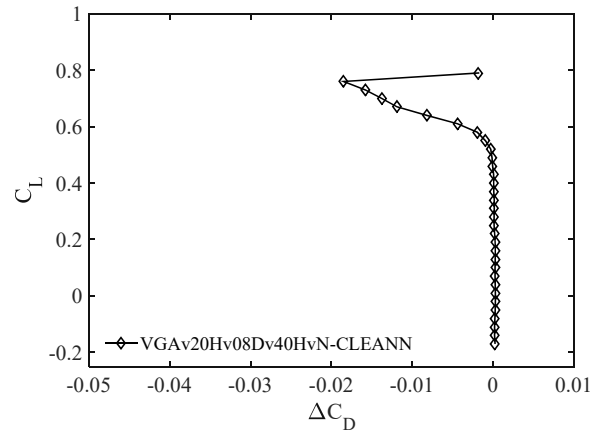
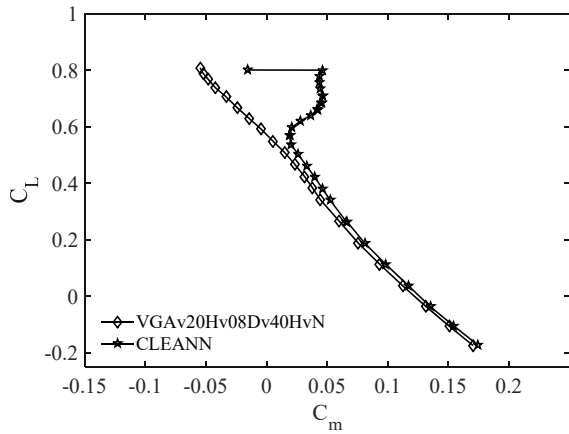
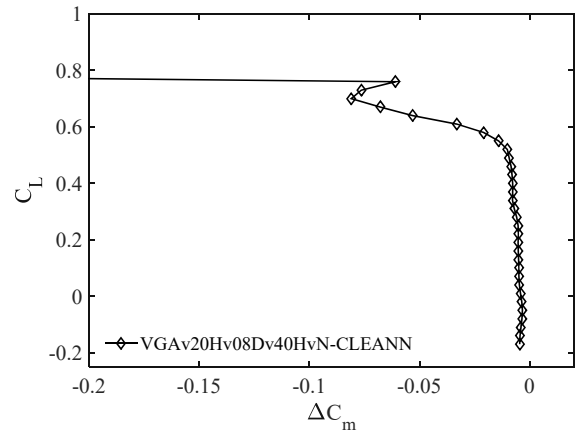
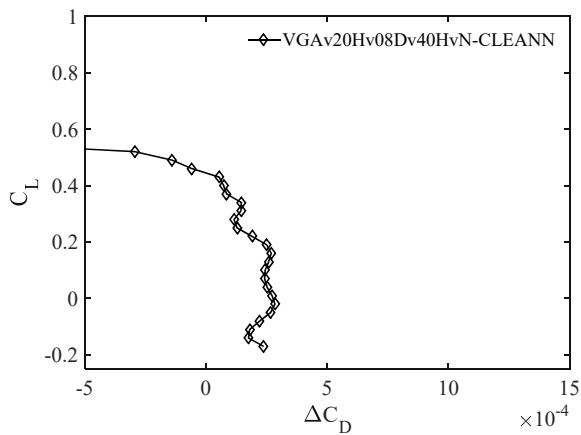
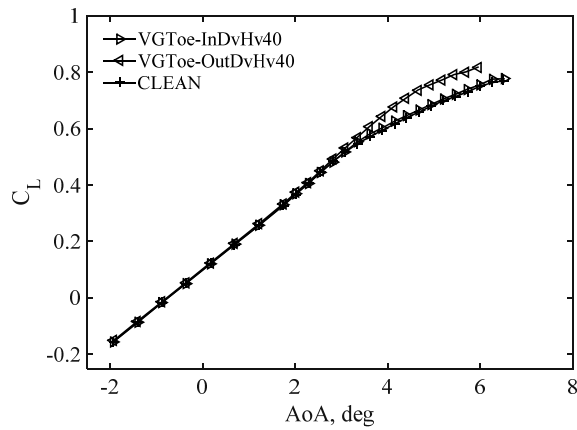
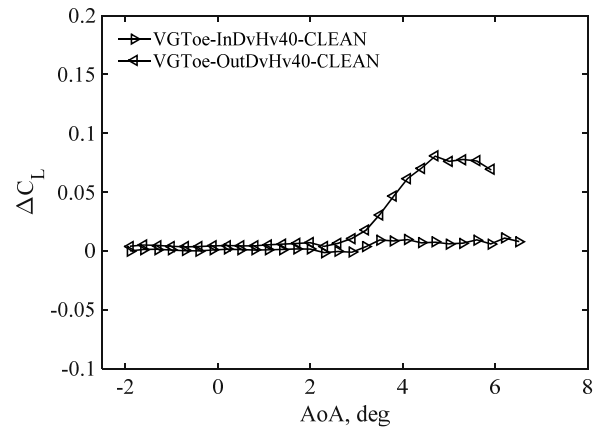
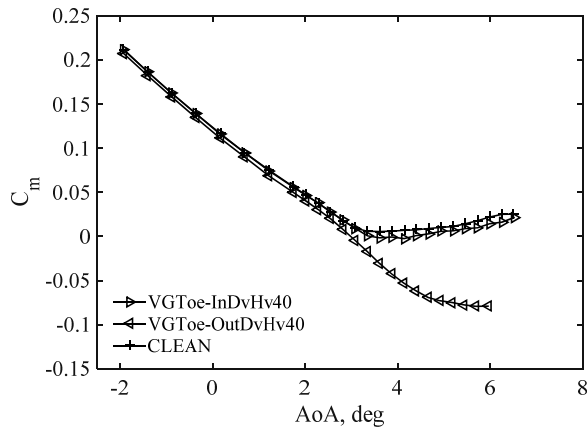
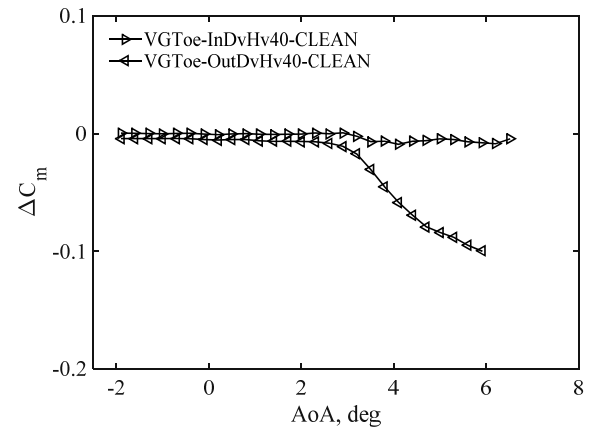
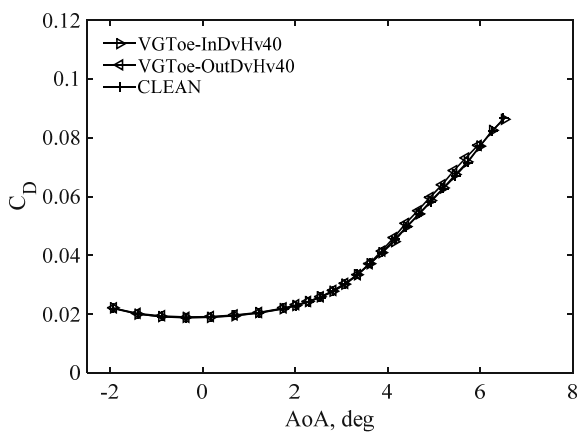
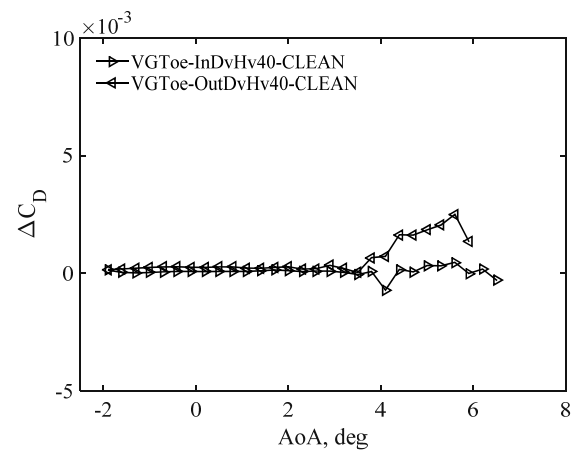
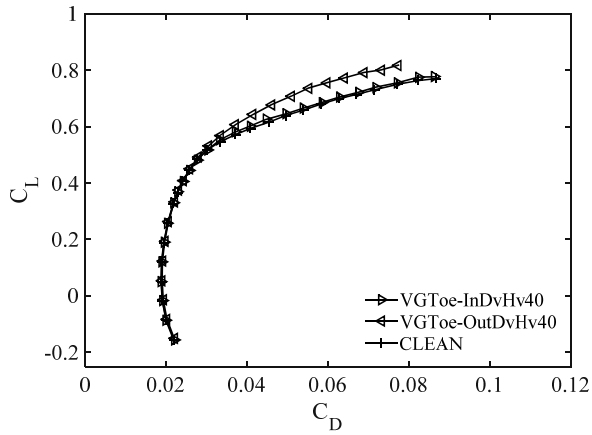
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

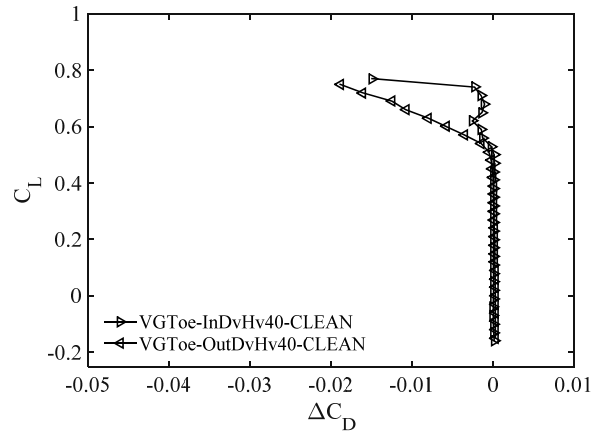
Fig. B-3-17 ナセルありにおける VG なしと VG 基本形態(VGAv20Hv08Dv40HvN)の比較(Mach 数: 0.85)

Appendix B-3 Mach 数 0.85(総圧 80kPa)の結果

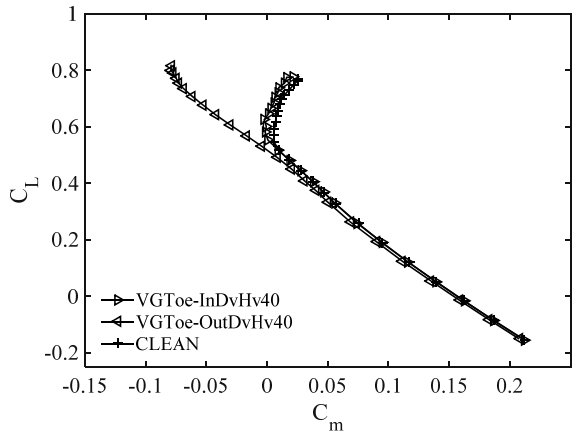
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



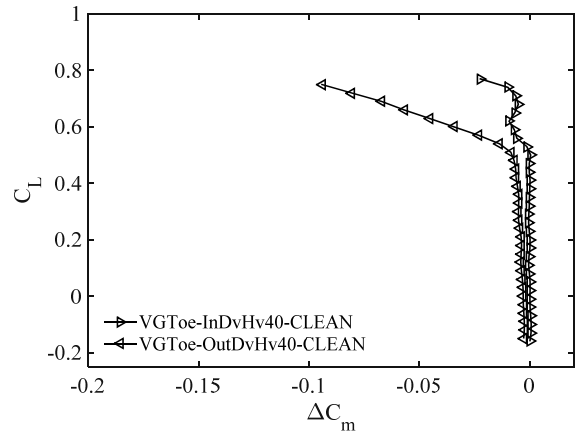
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



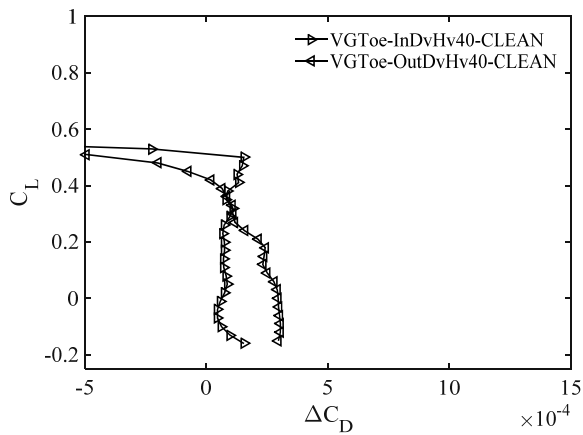
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



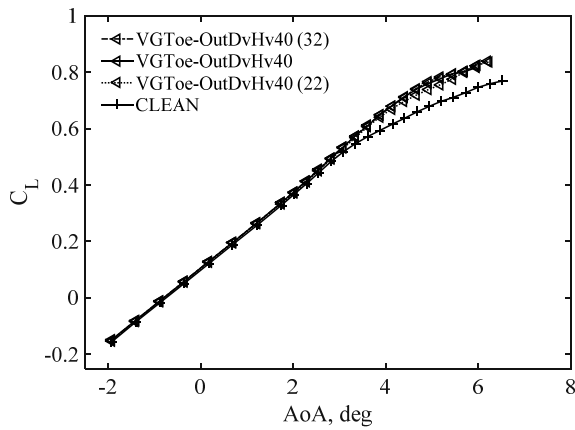
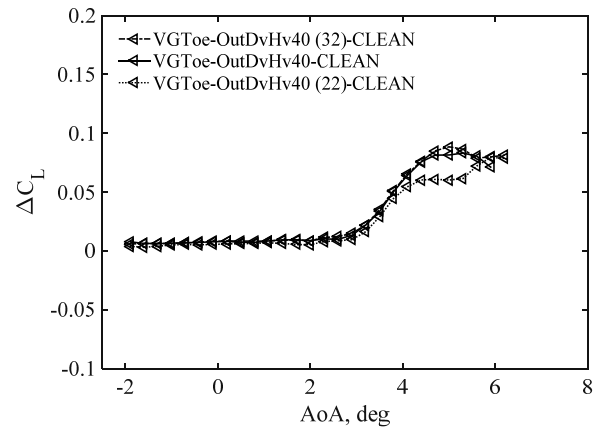
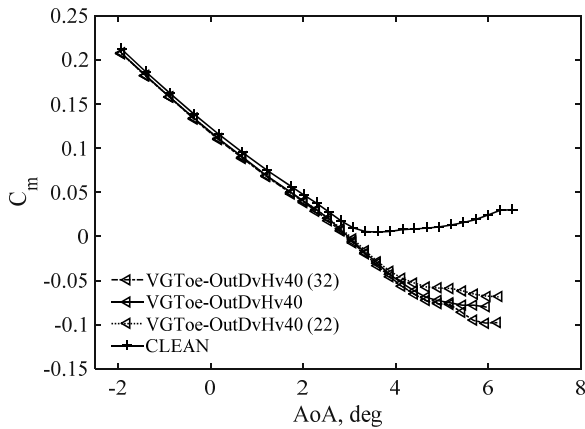
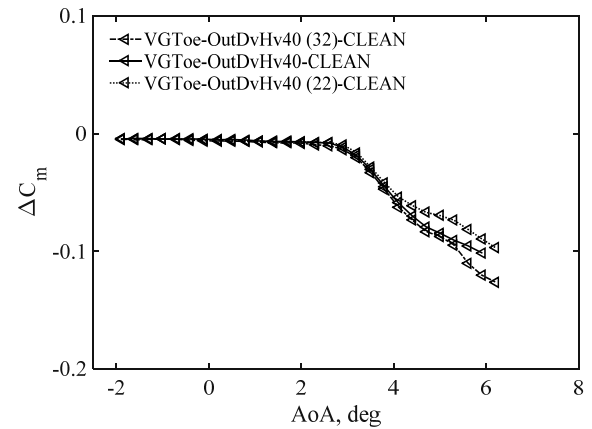
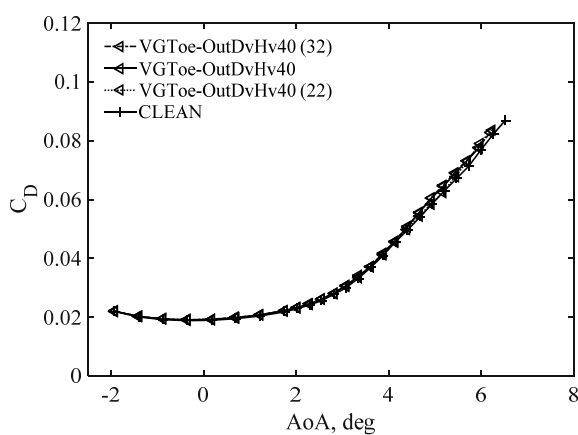
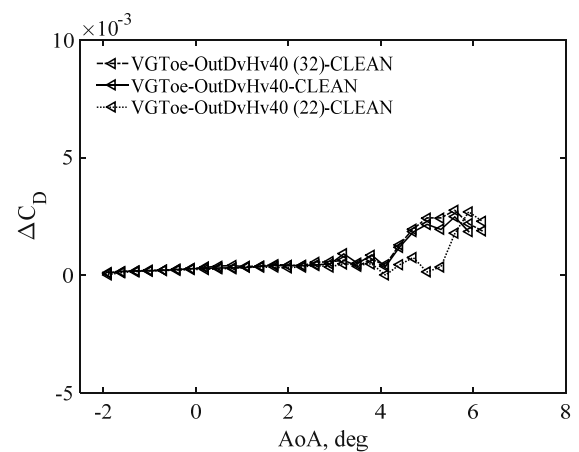
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-18 VGの向き Toe-Outと Toe-In の比較 (Mach 数: 0.85, 総圧 80kPa)

Appendix B-3 Mach 数 0.85(総圧 80kPa)の結果

(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

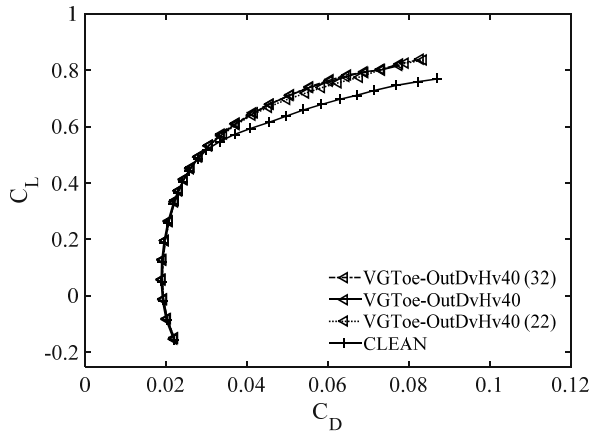
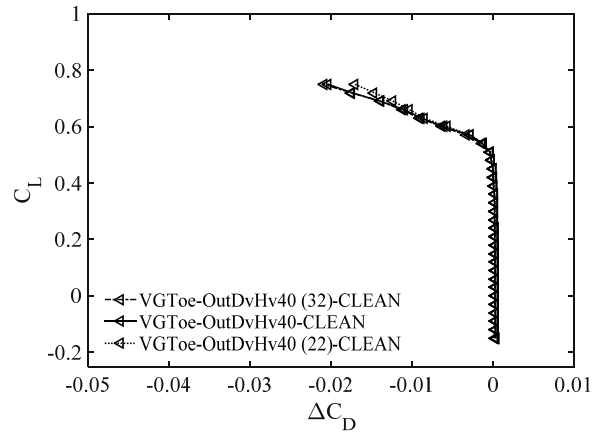
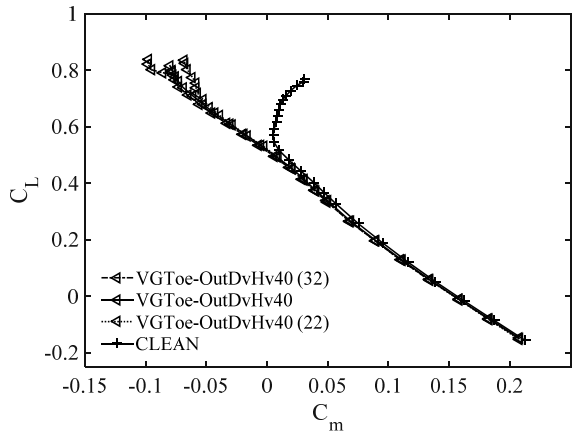
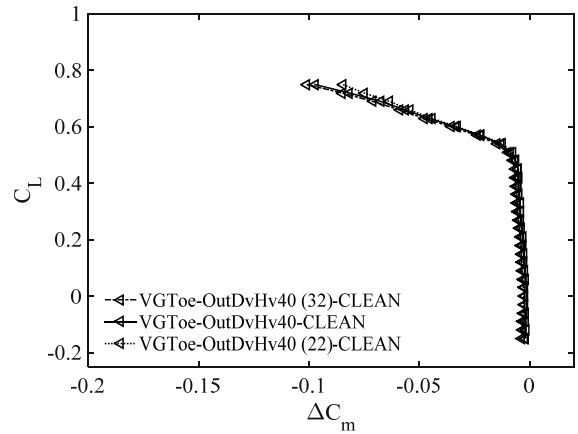
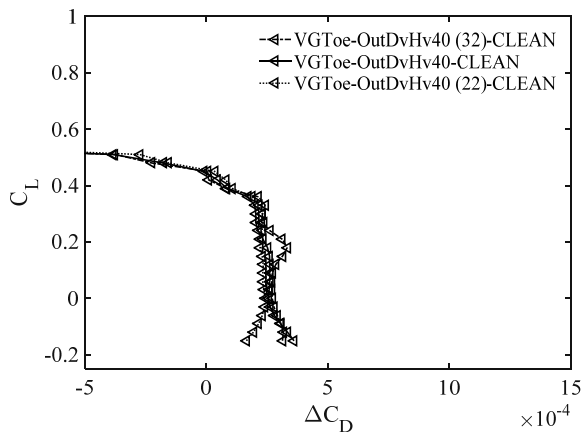
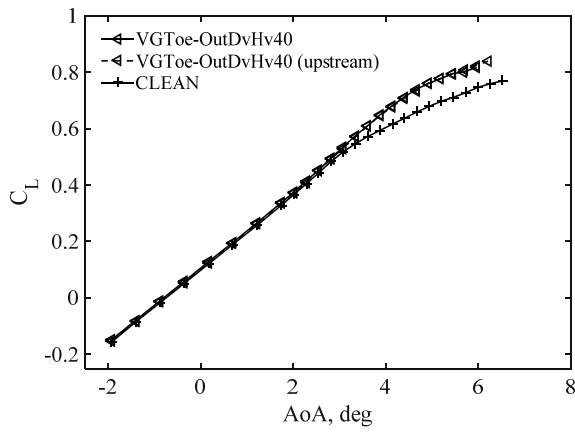
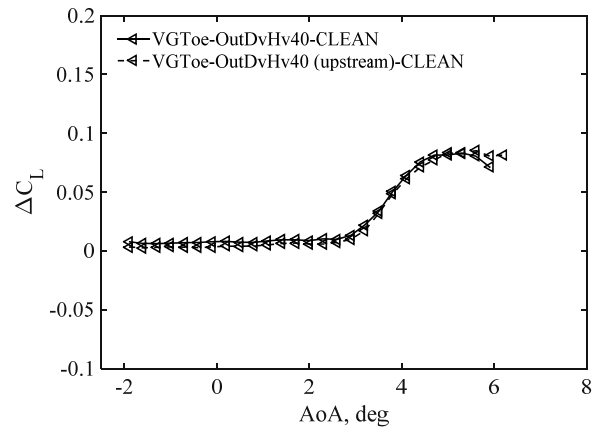
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-3-19 最内舷 VG の影響(Mach 数: 0.85, 総圧 80kPa)

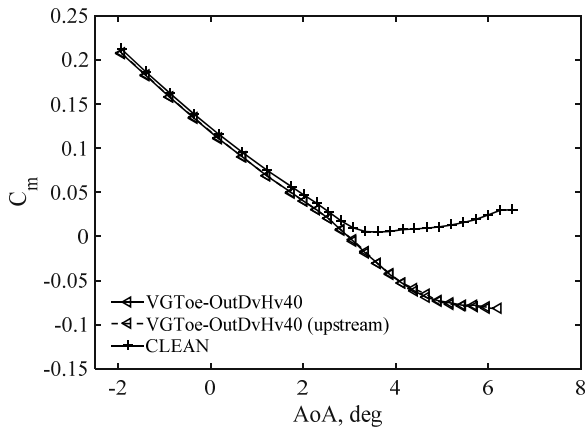
Appendix B-3 Mach 数 0.85(総圧 80kPa)の結果



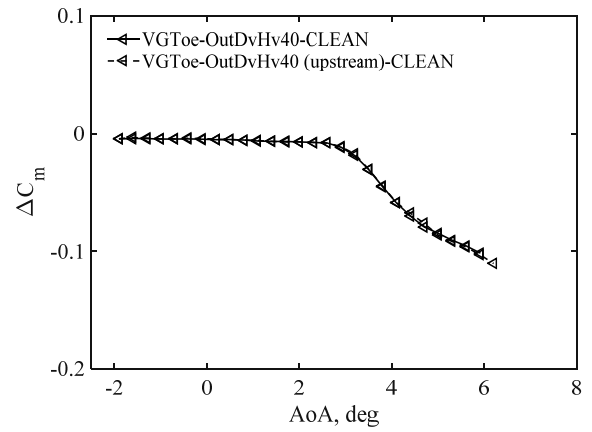
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



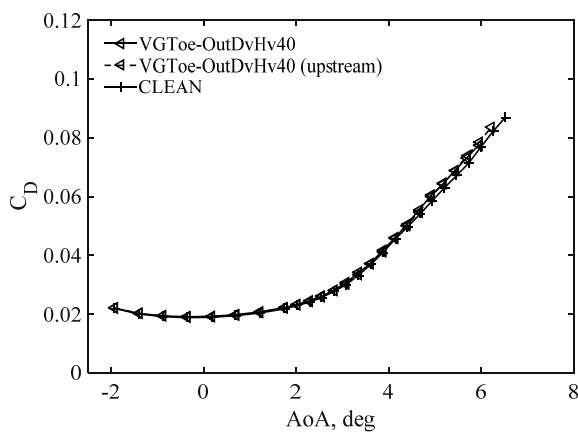
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



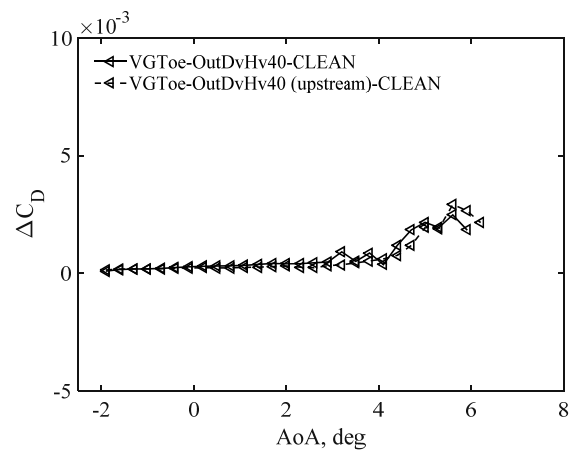
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



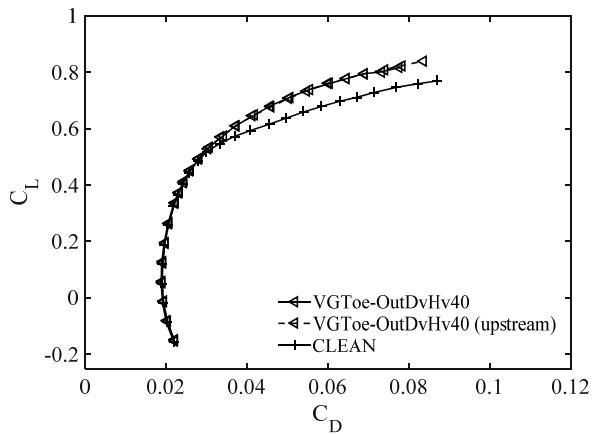
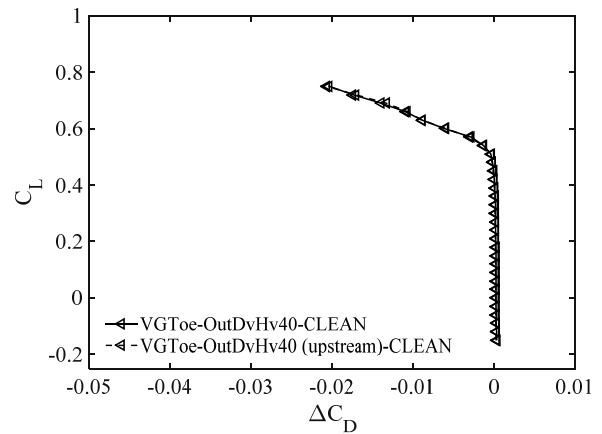
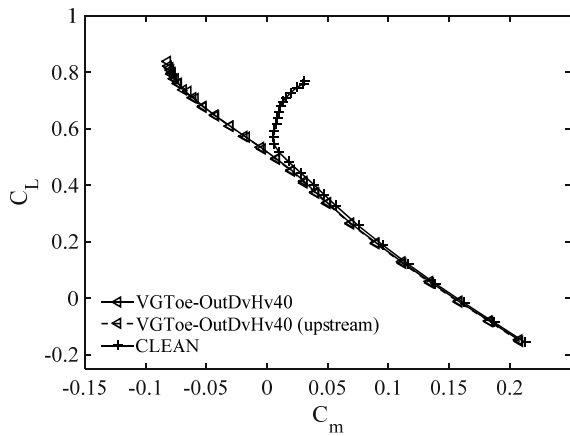
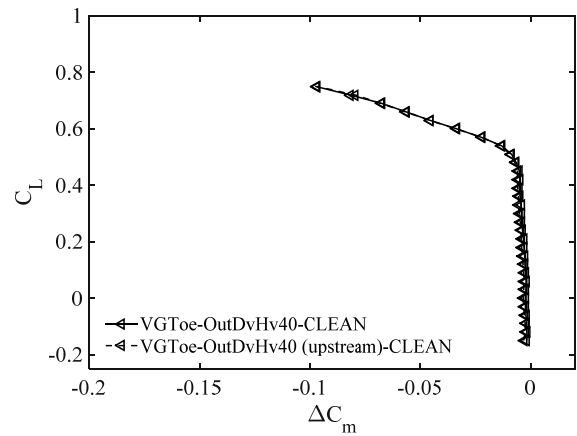
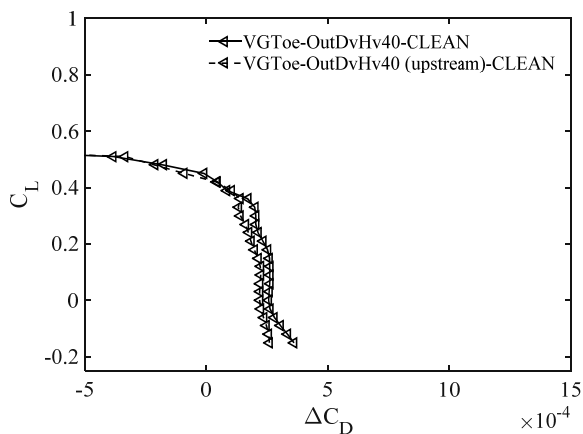
(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



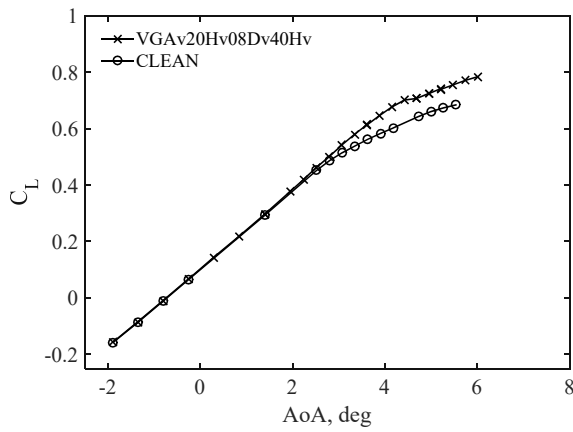
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



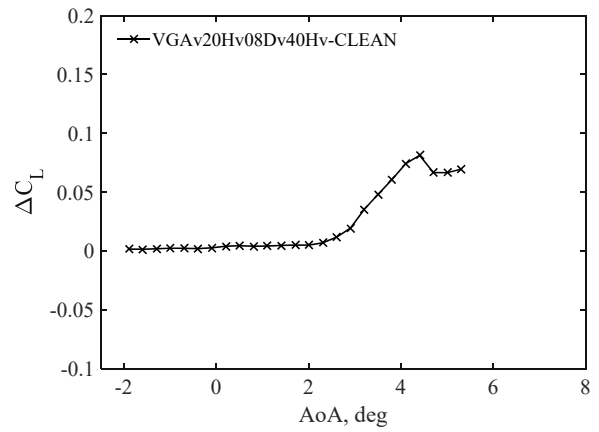
(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図Fig. B-3-20 最内舷 VG のコード位置の影響
(Mach 数: 0.85, 総圧 80kPa)

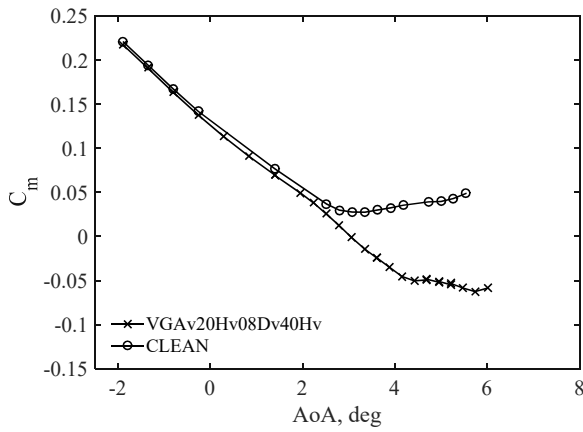
Appendix B-4 Mach 数 0.86 の結果



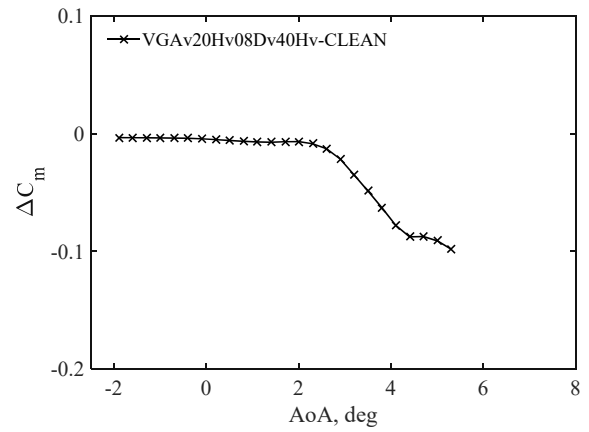
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



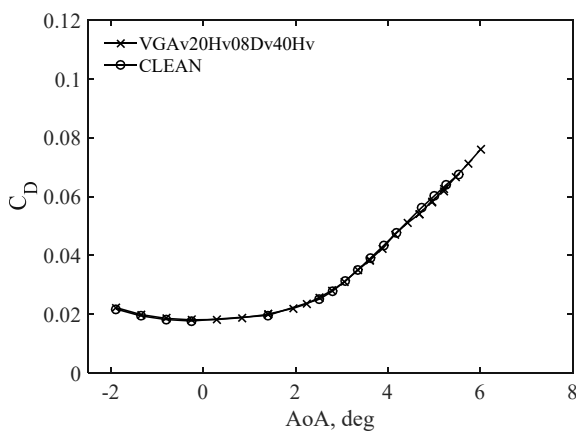
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



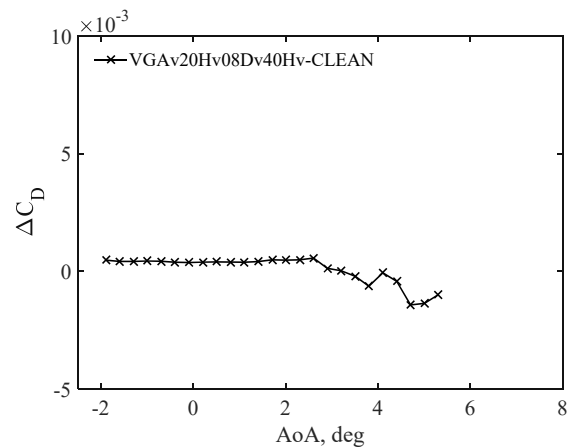
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



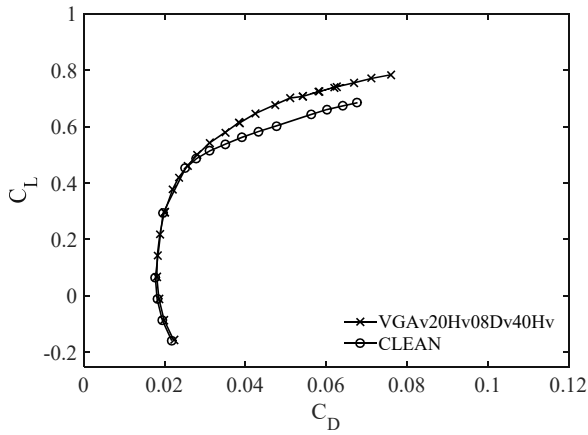
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



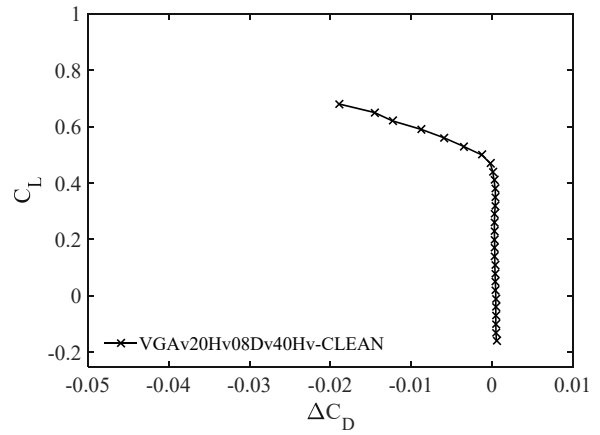
(c) 迎角(AoA) - 抗力係数(C_D)



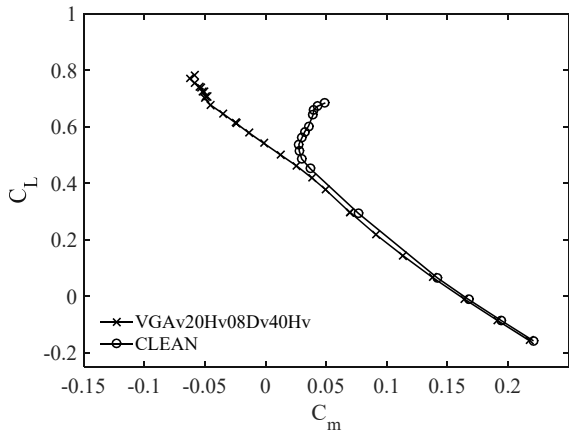
(f) 迎角(AoA) - 抗力係数差分(ΔC_D)



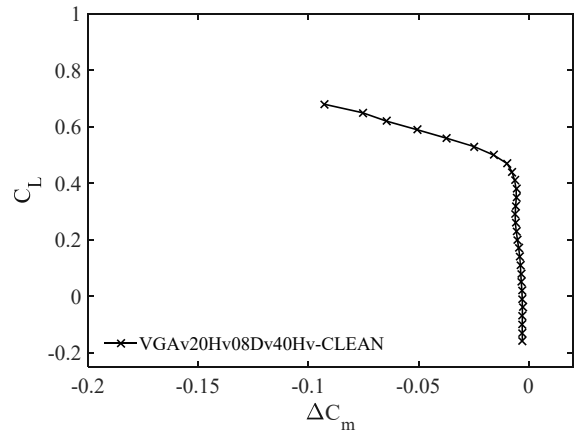
(g) 抗力係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



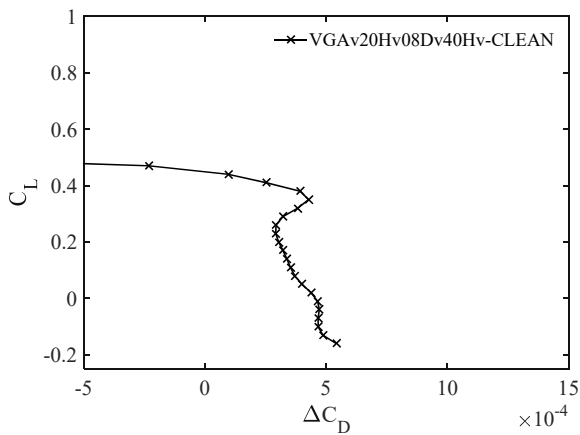
(j) 抗力係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



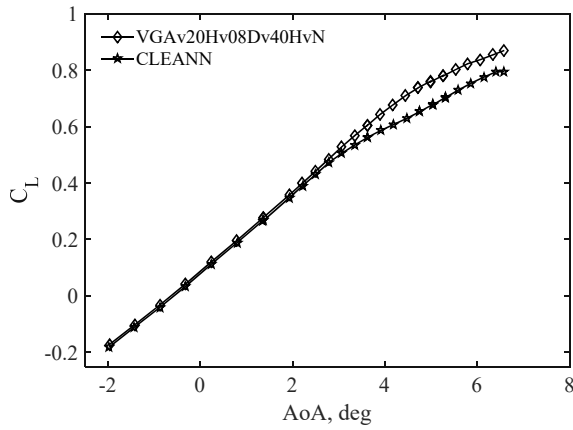
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



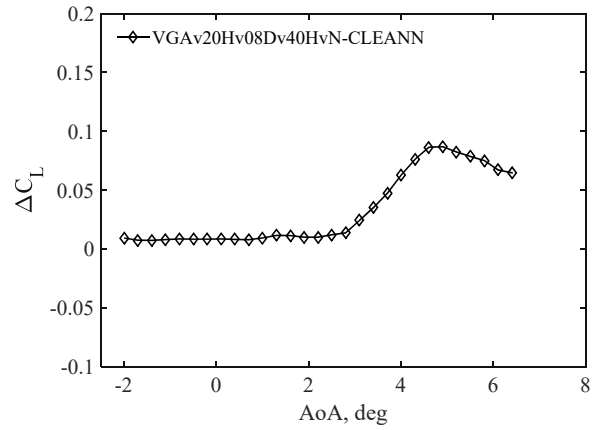
(i) 抗力係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-4-1 ナセルなし形態におけるVGなしとVG基本形態(VGAv20Hv08Dv40Hv)の比較 (Mach数: 0.86)

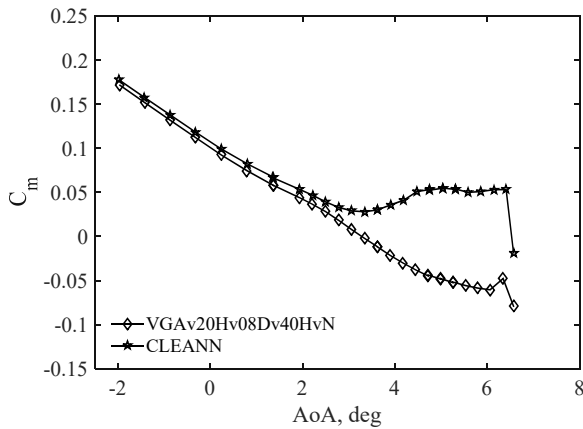
Appendix B-4 Mach 数 0.86 の結果



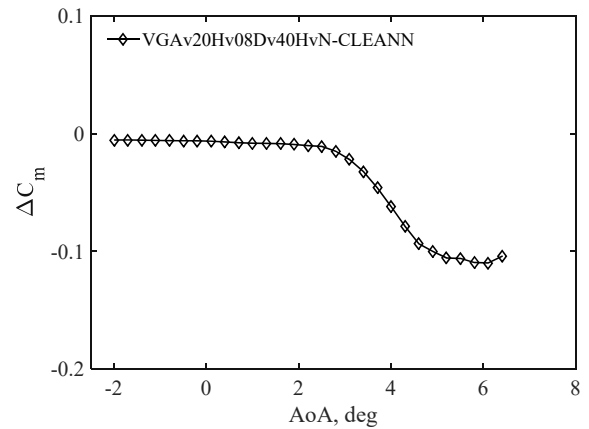
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



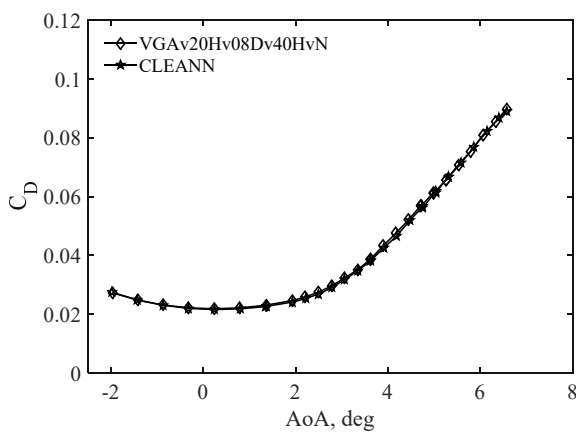
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



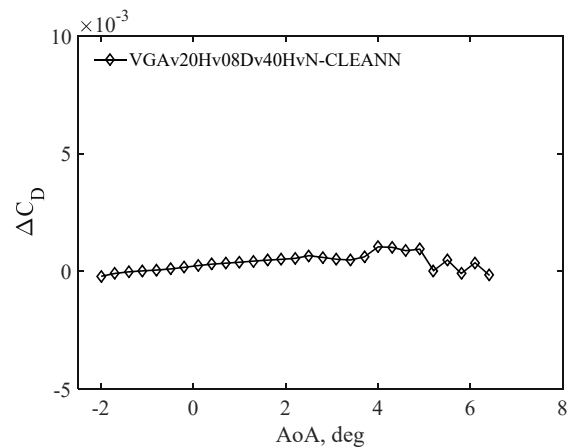
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



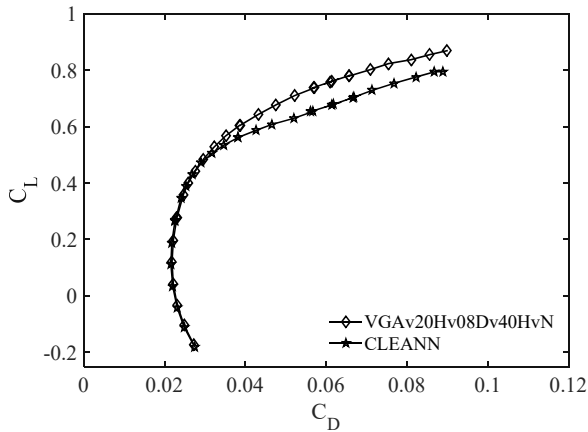
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



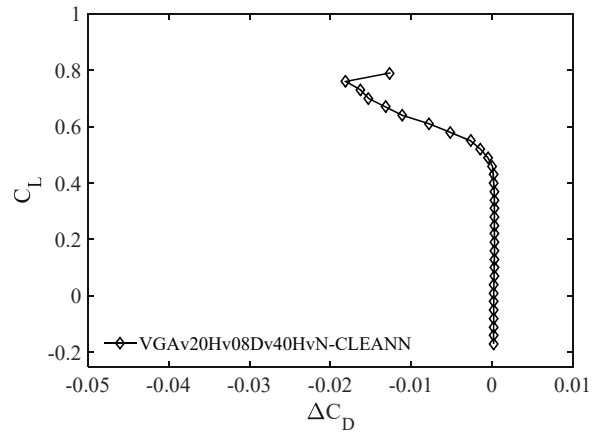
(c) 迎角(AoA) - 抗力係数(C_D)



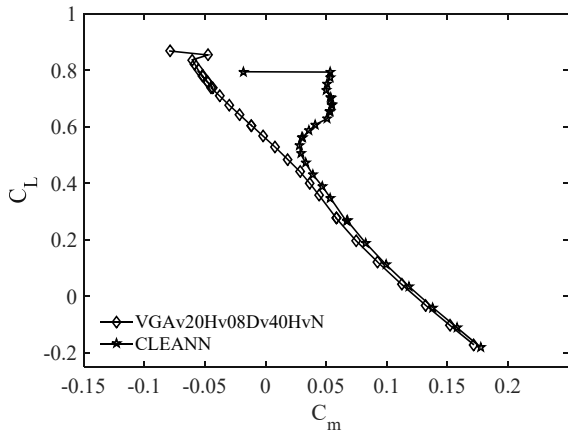
(f) 迎角(AoA) - 抗力係数差分(ΔC_D)



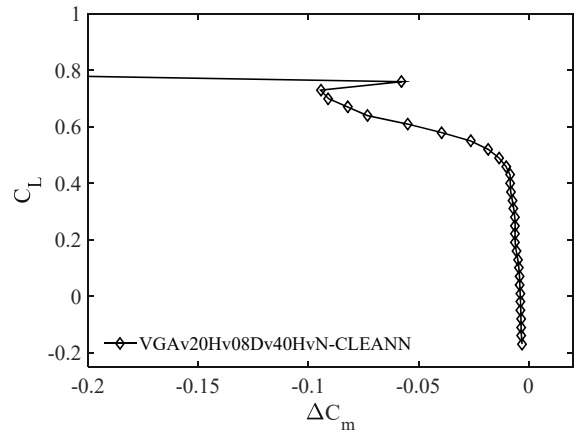
(g) 抗力係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



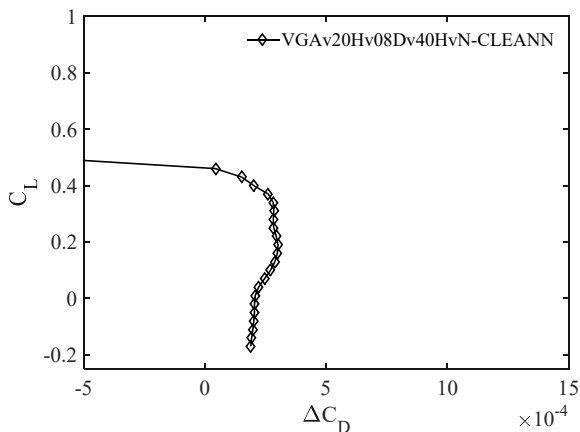
(j) 抗力係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



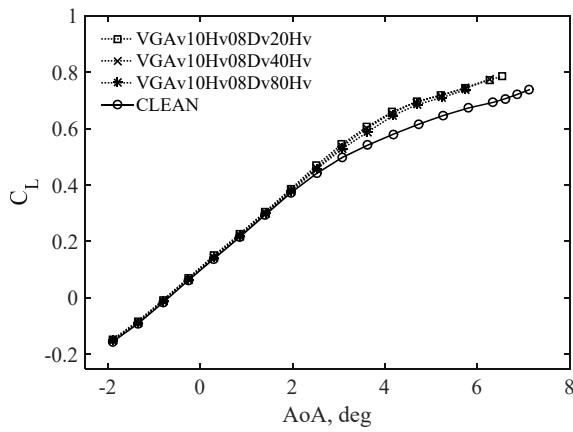
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



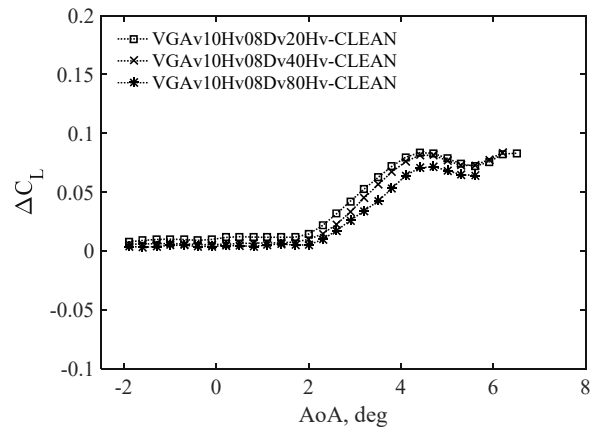
(i) 抗力係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-4-2 ナセルあり形態におけるVGなしとVG基本形態(VGAv20Hv08Dv40HvN)の比較 (Mach数: 0.86)

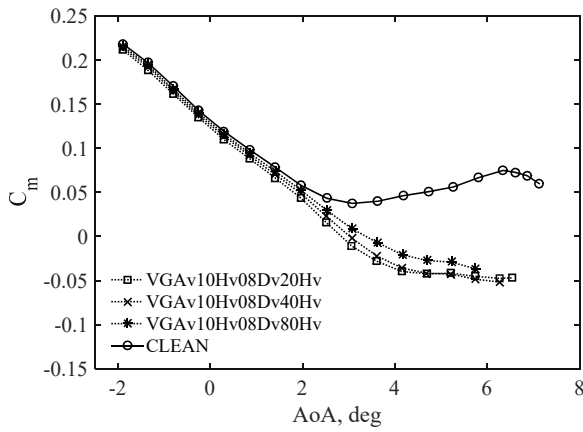
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



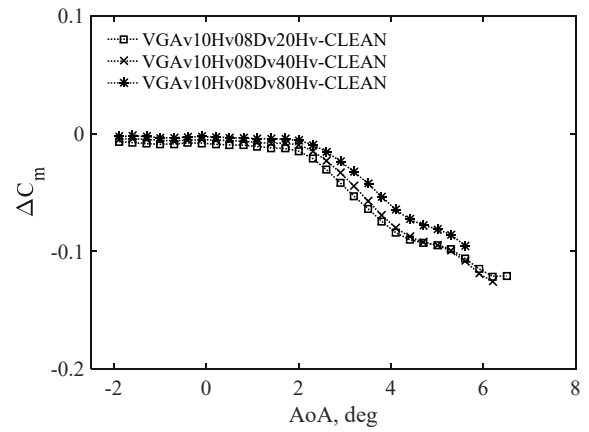
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



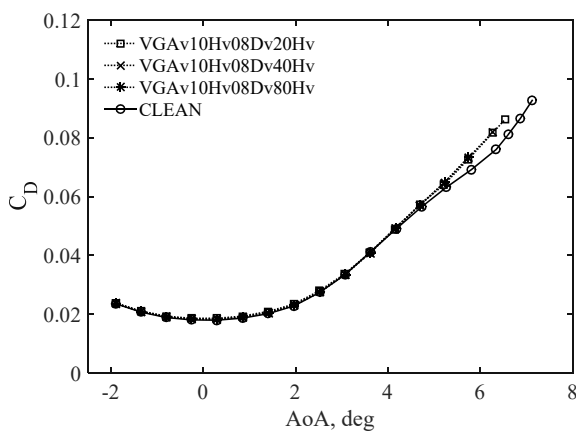
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



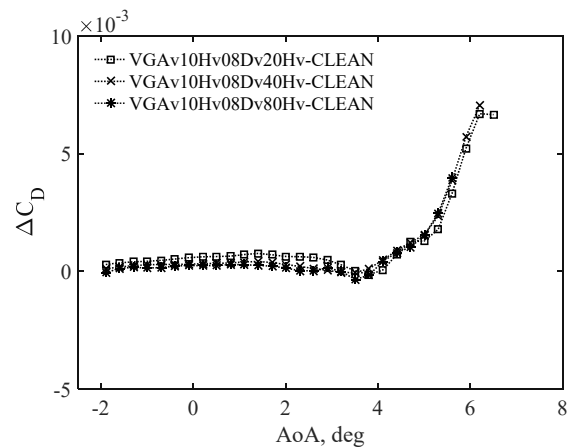
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

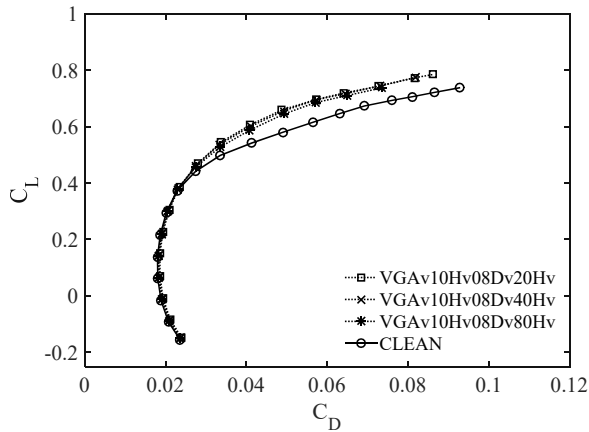
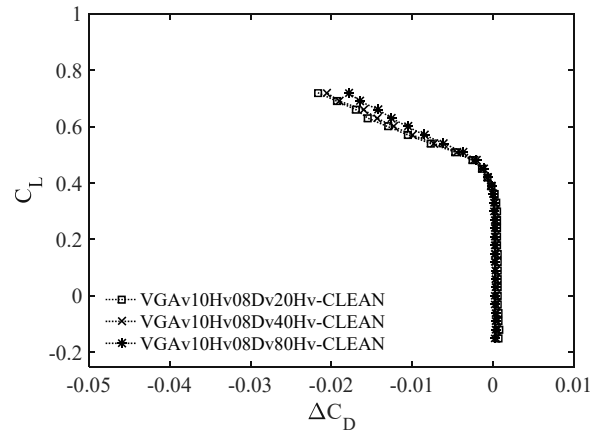
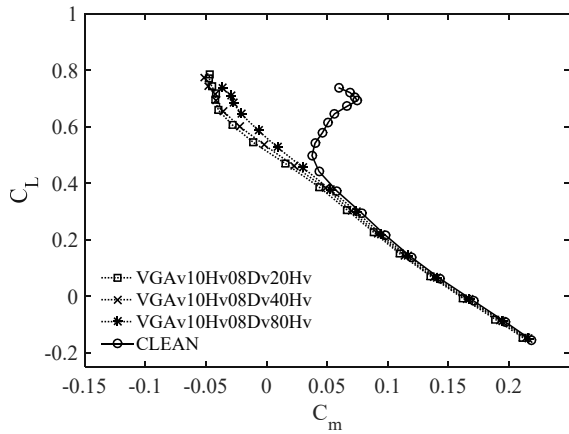
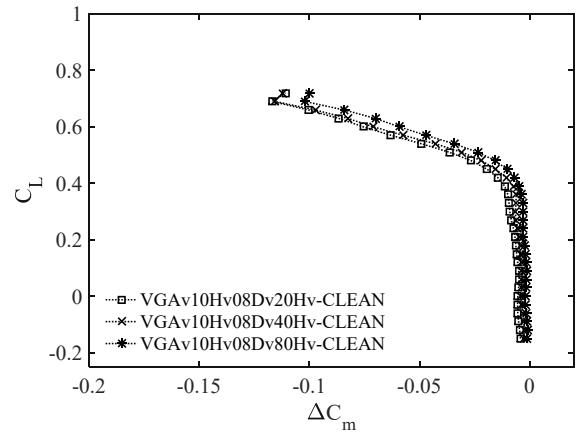
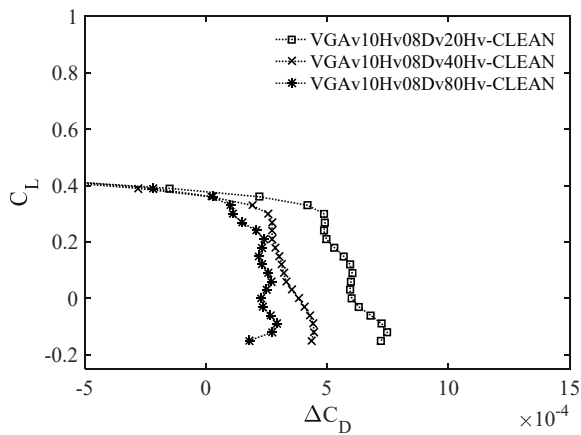
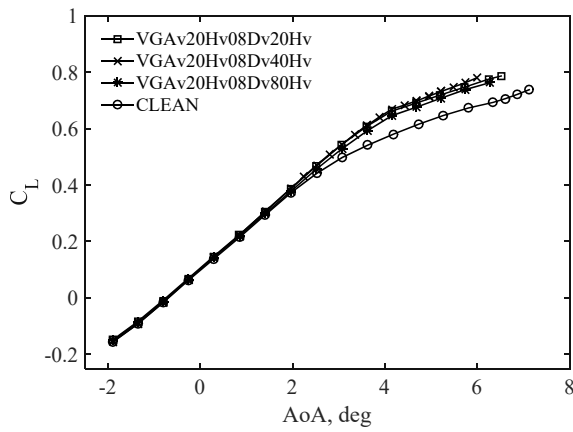
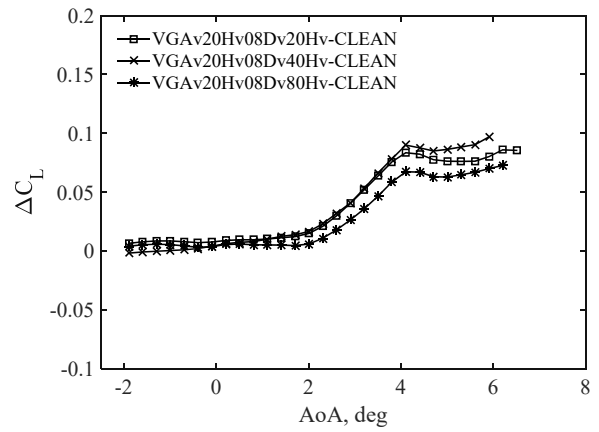
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-1 取り付け角 10deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.87)

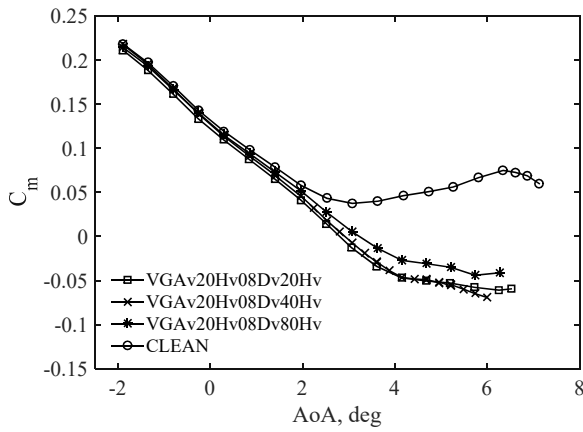
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



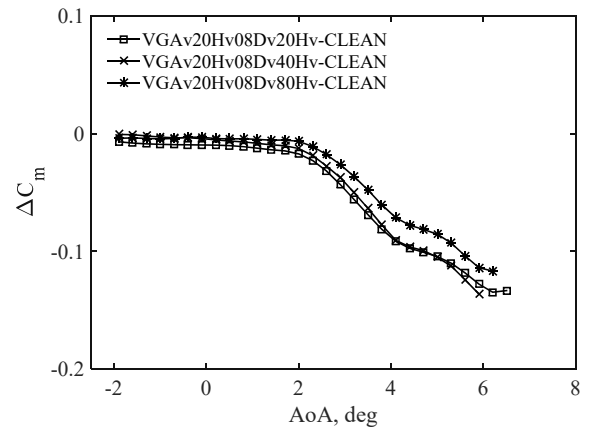
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



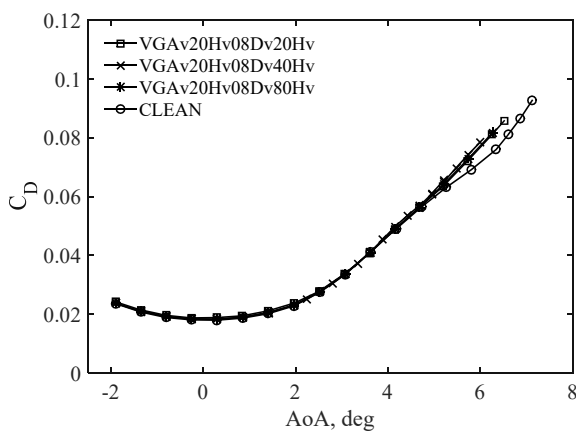
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



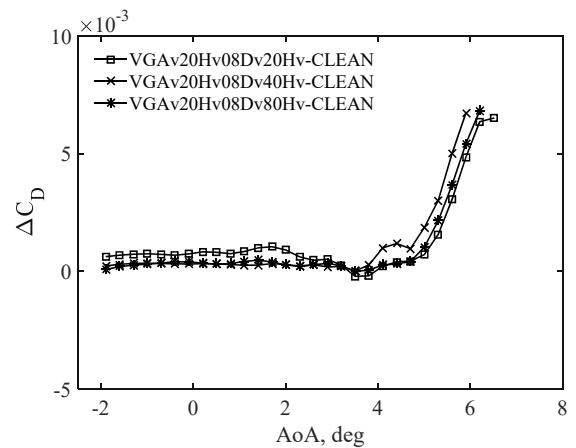
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

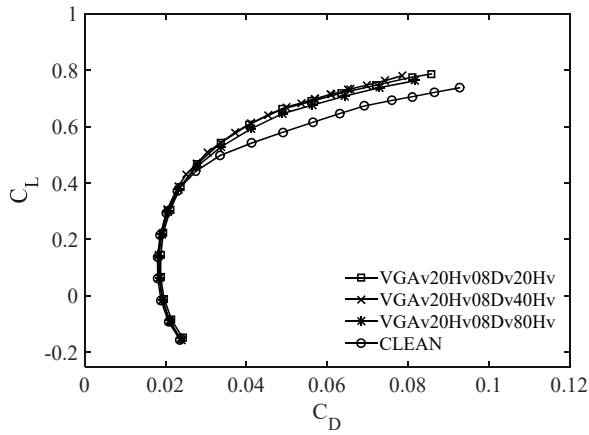
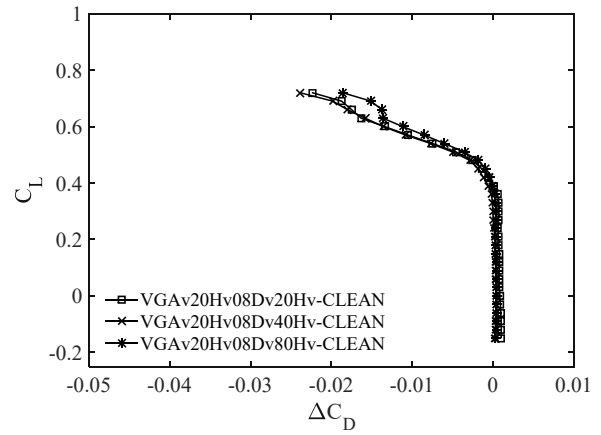
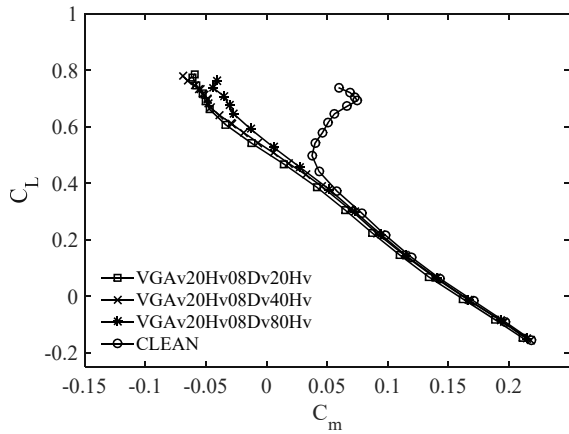
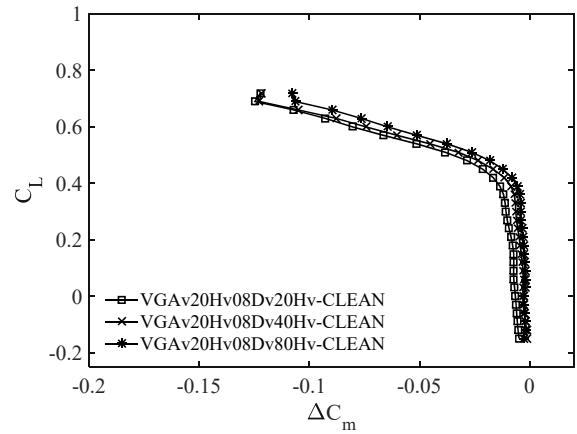
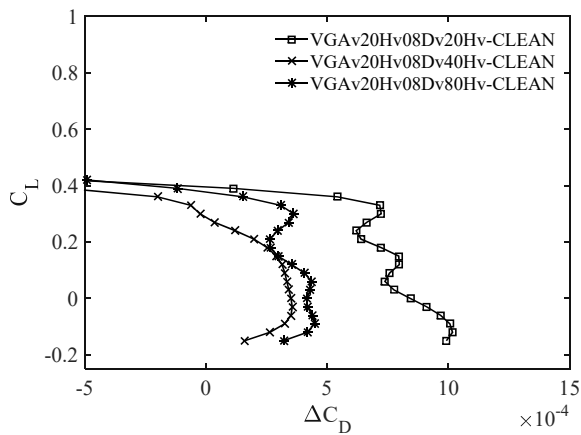
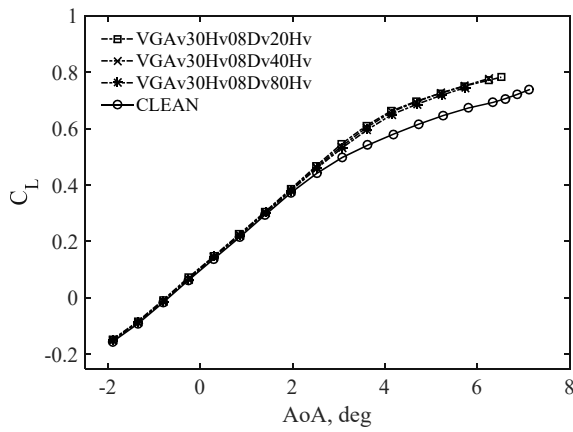
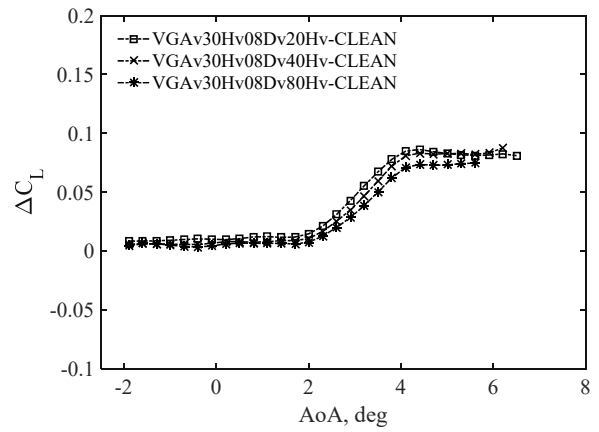
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-2 取り付け角 20deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.87)

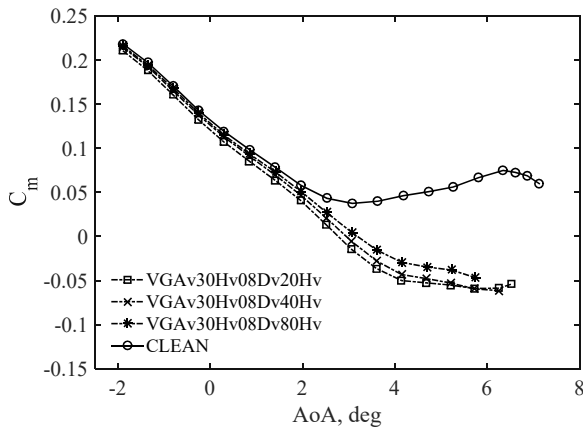
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



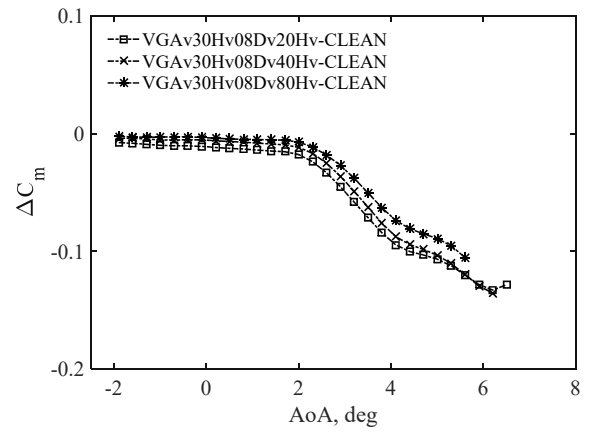
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



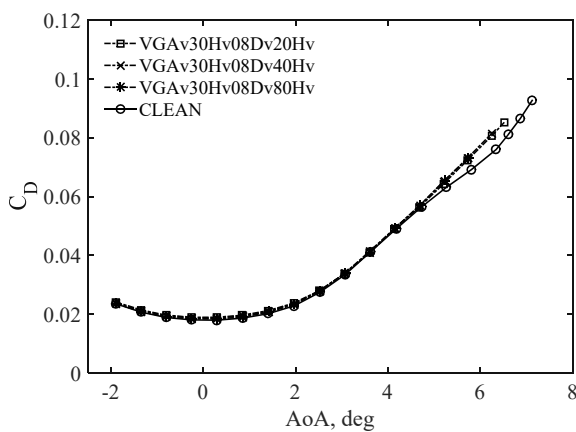
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



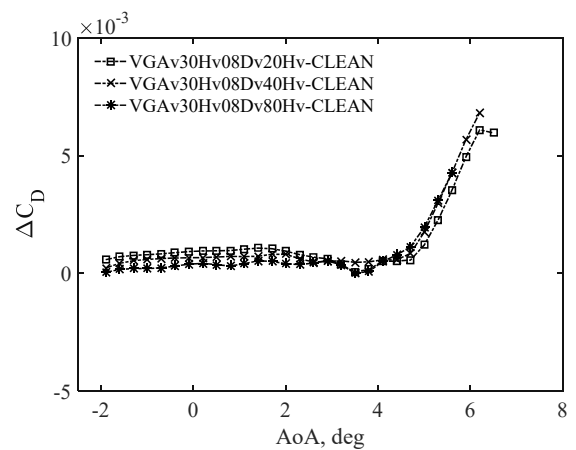
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

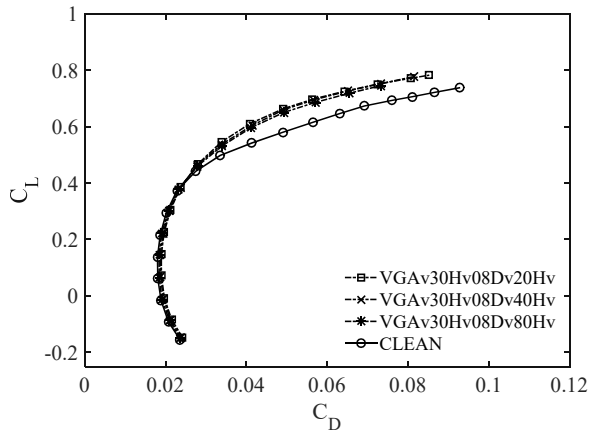
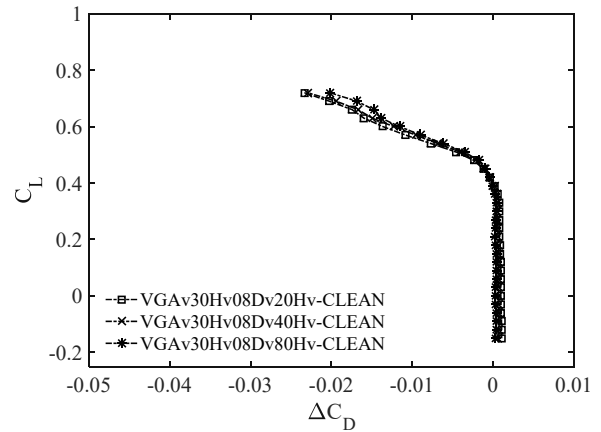
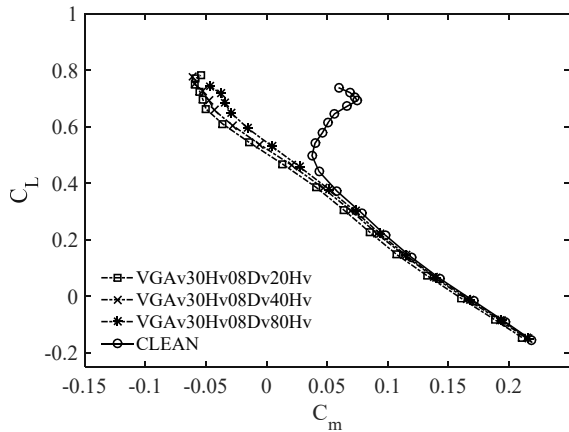
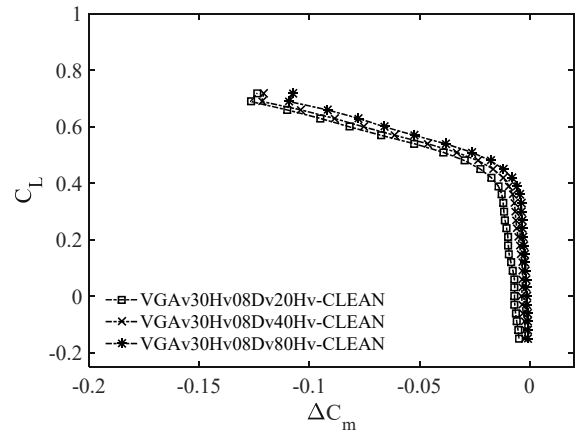
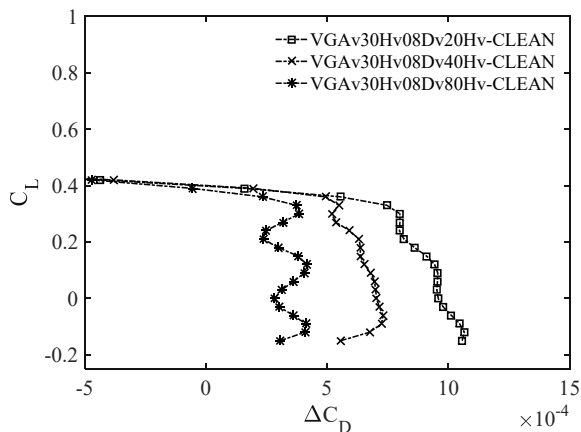
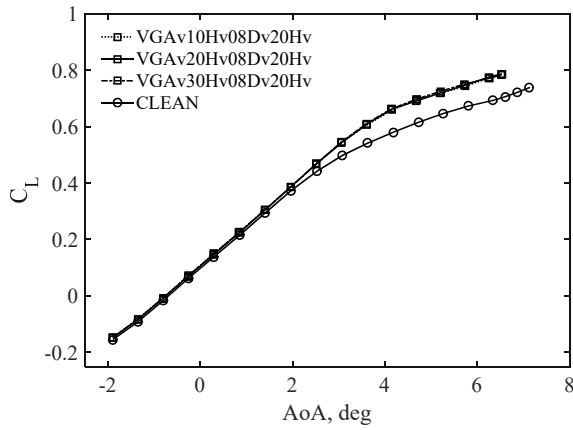
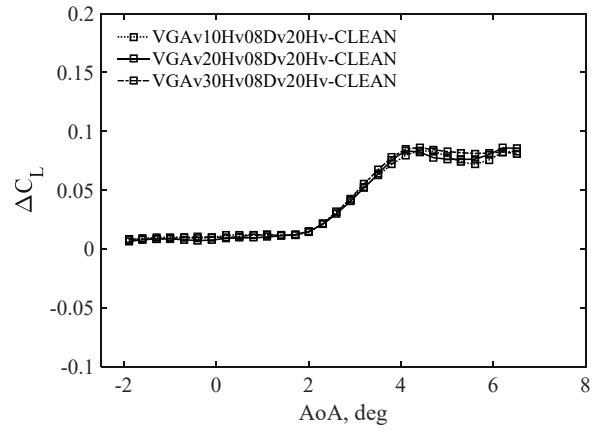
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-3 取り付け角 30deg における VG の間隔の影響(Mach 数: 0.87)

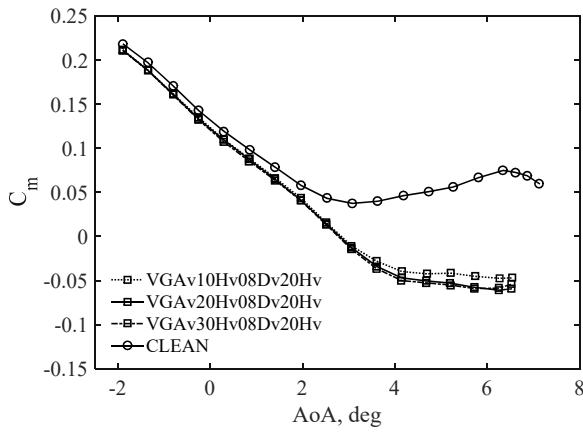
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



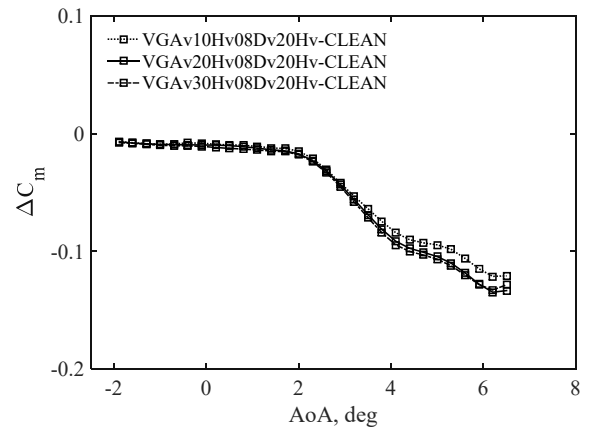
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



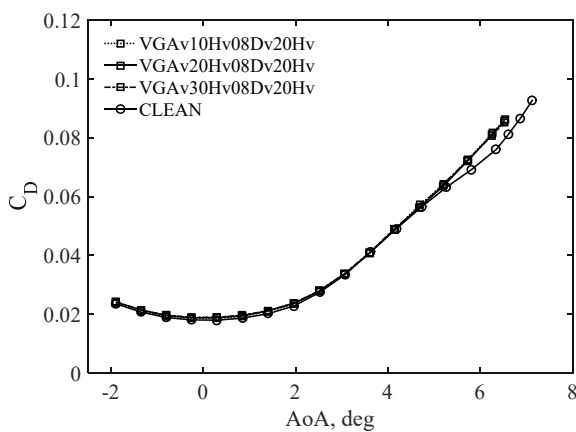
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



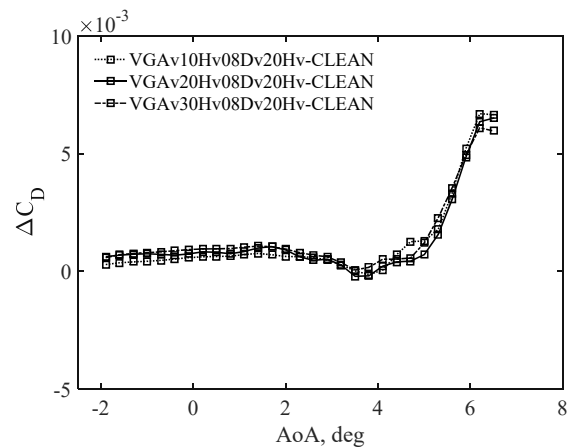
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

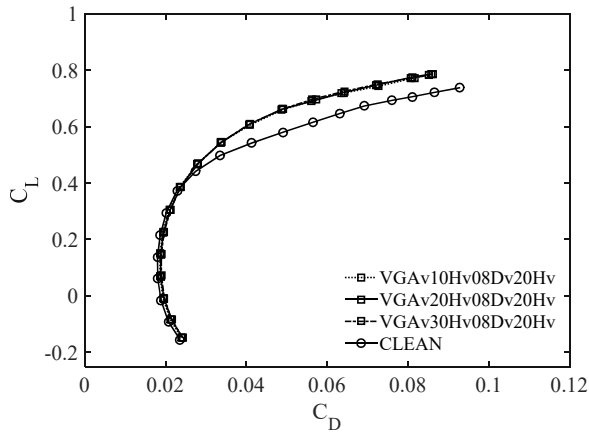
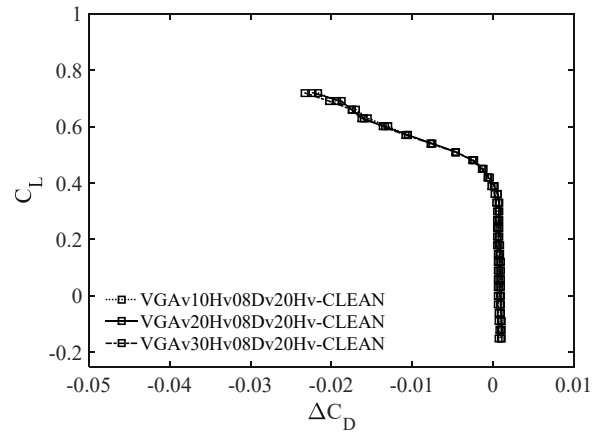
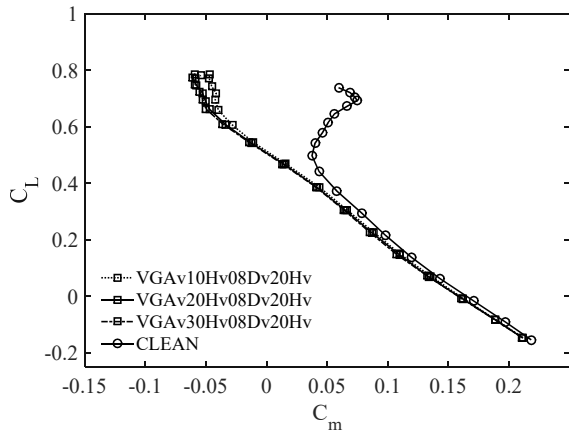
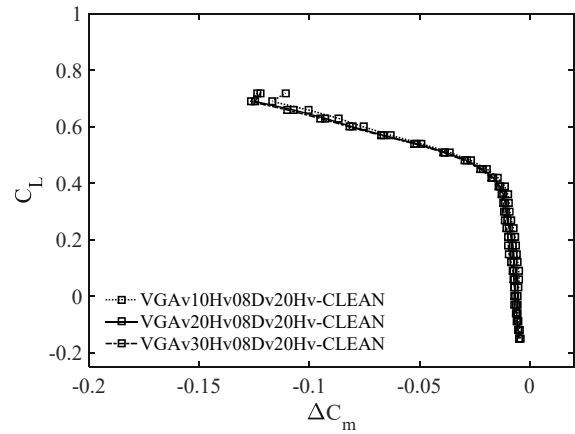
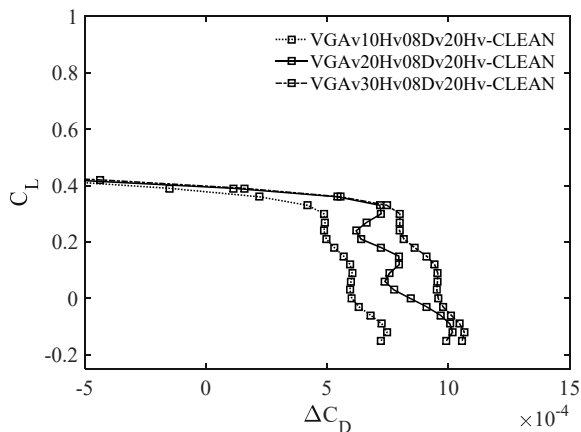
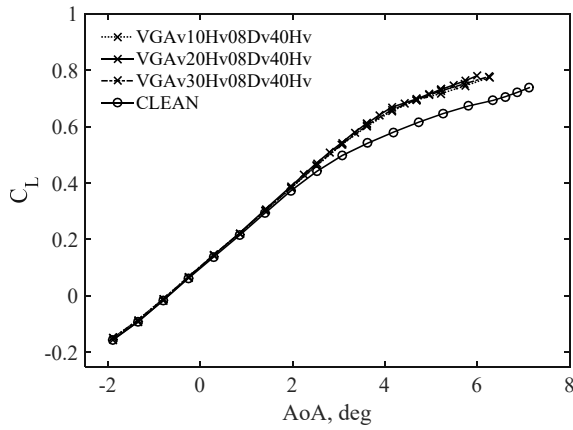
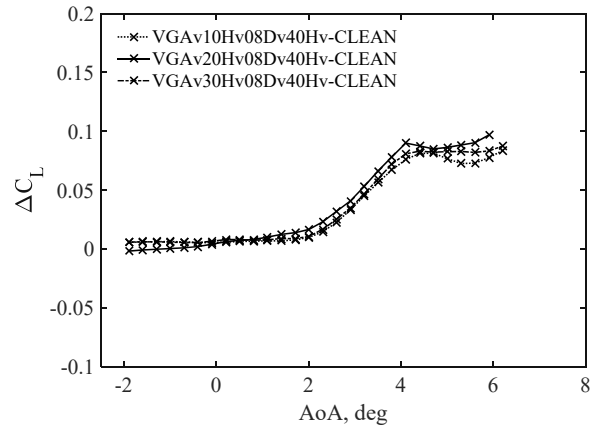
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-4 VG 間隔 20Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.87)

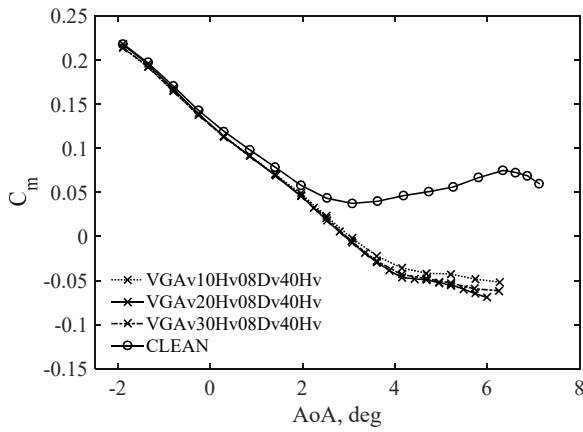
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



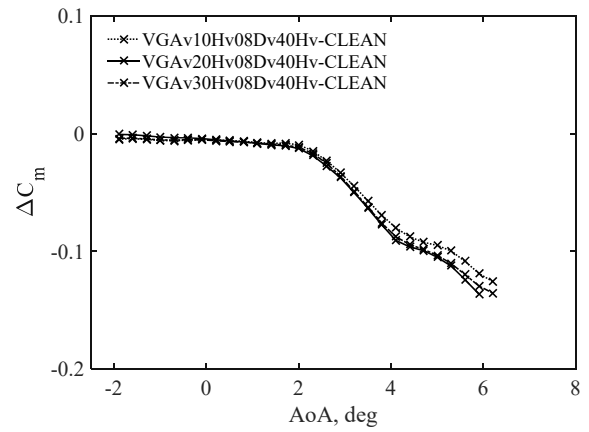
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



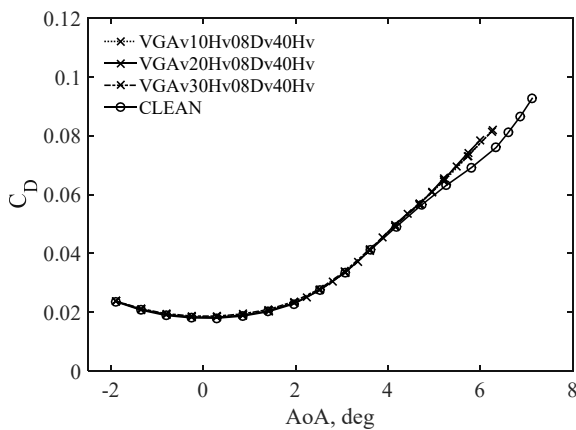
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



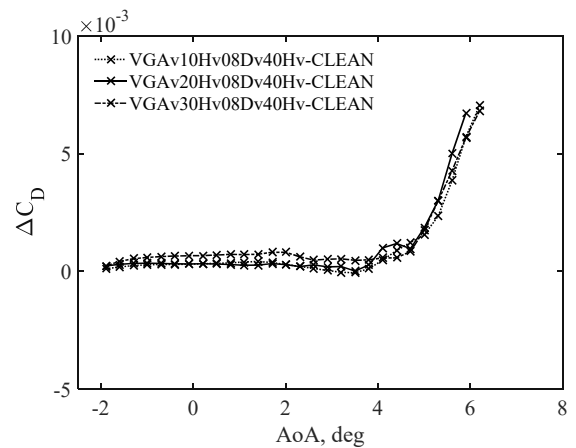
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

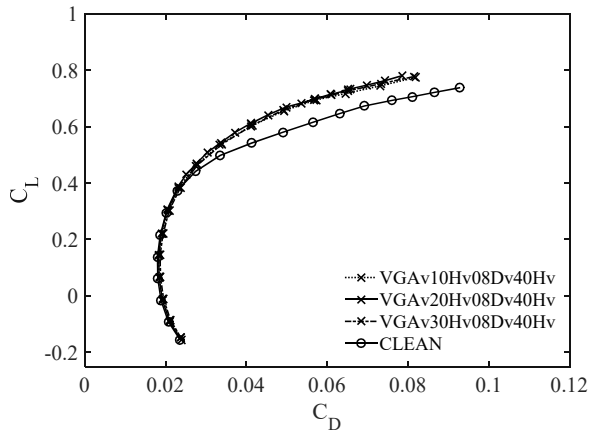
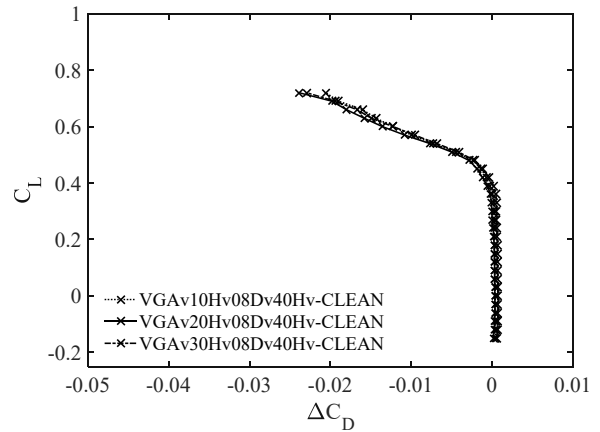
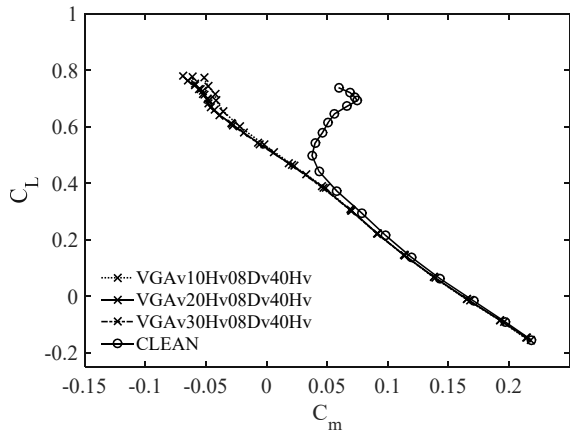
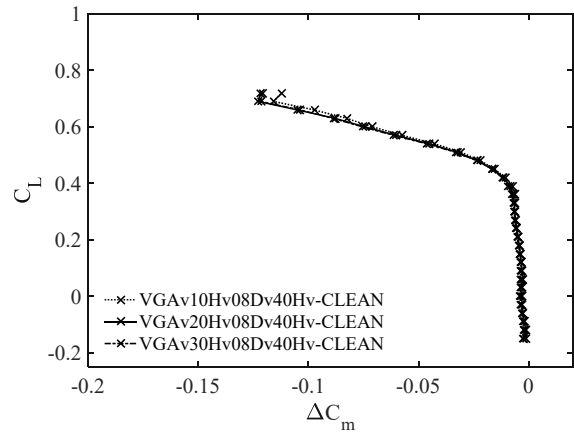
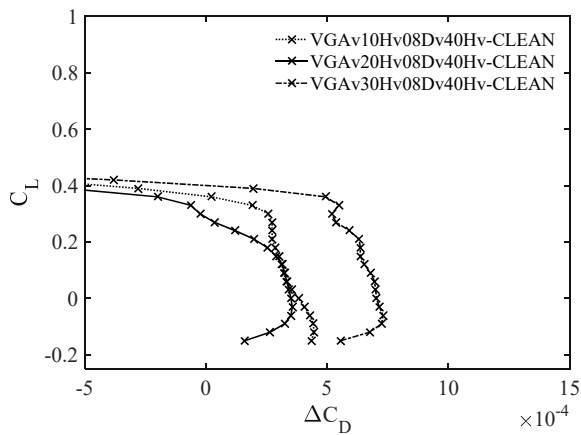
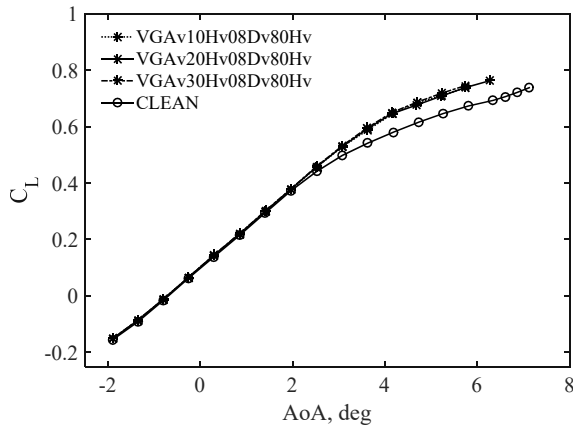
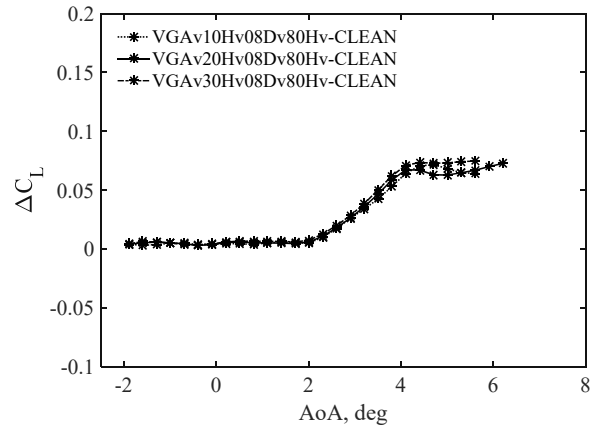
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-5 VG 間隔 40Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.87)

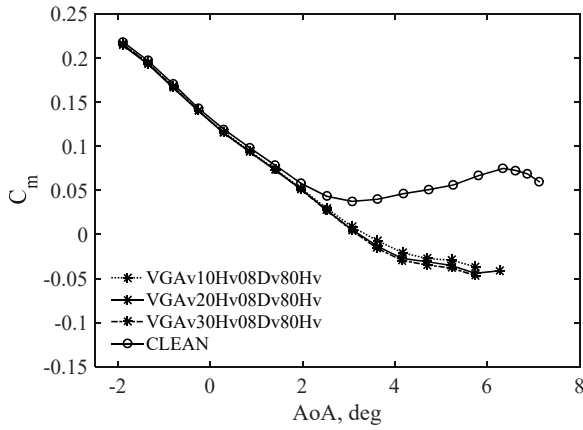
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



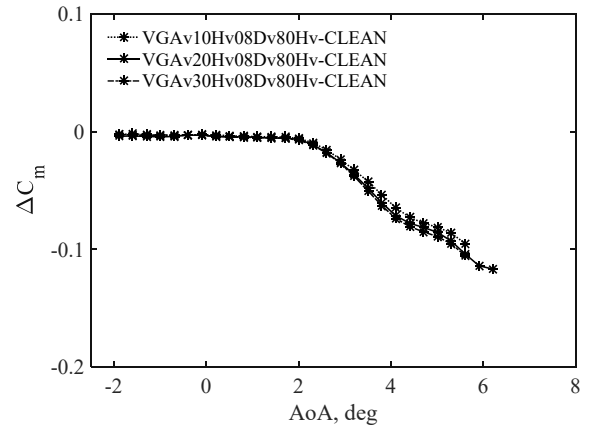
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



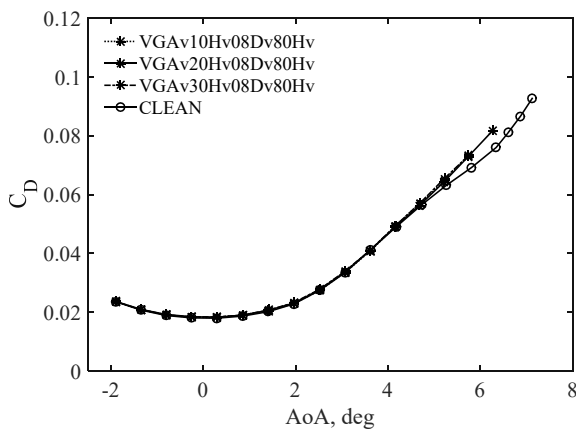
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



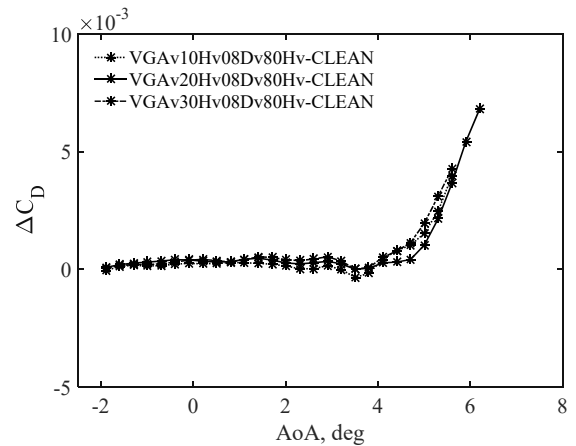
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

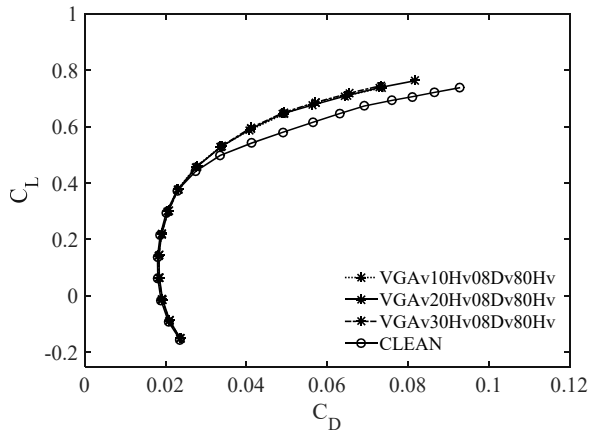
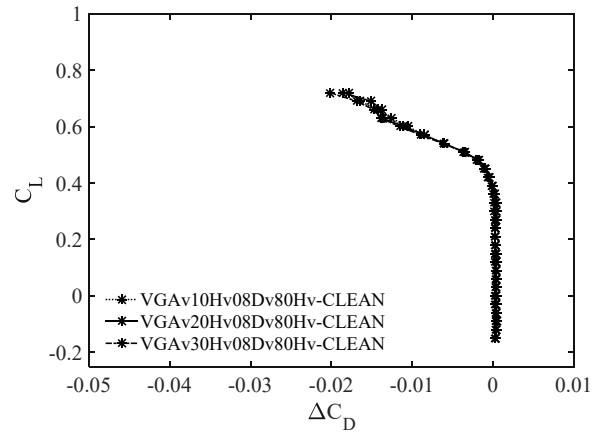
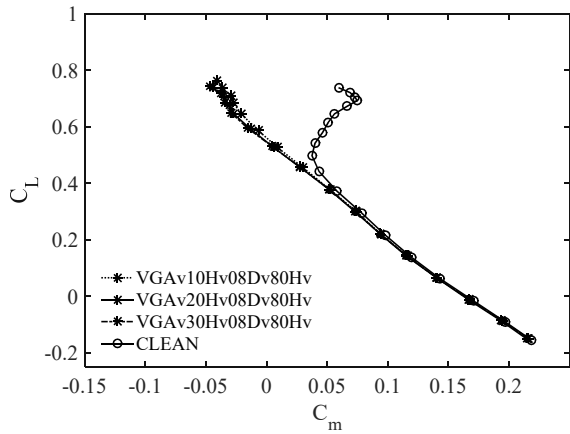
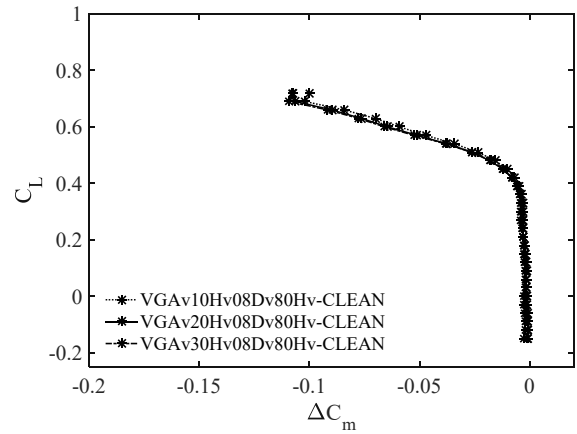
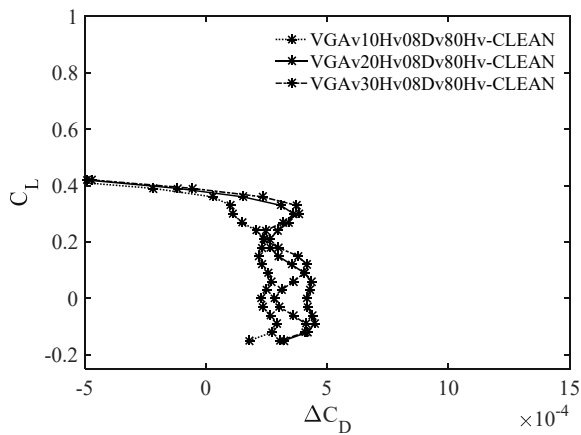
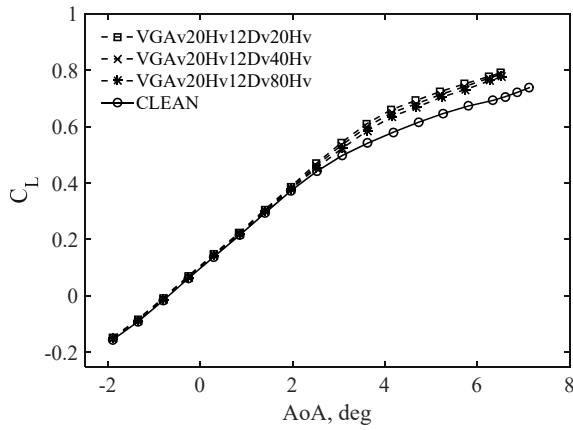
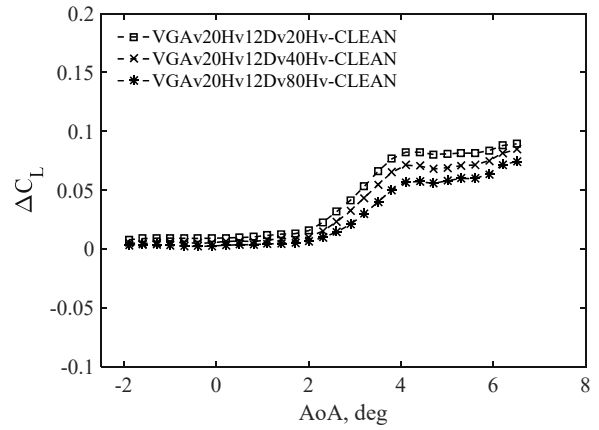
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-6 VG 間隔 80Hv における取り付け角度の影響(Mach 数: 0.87)

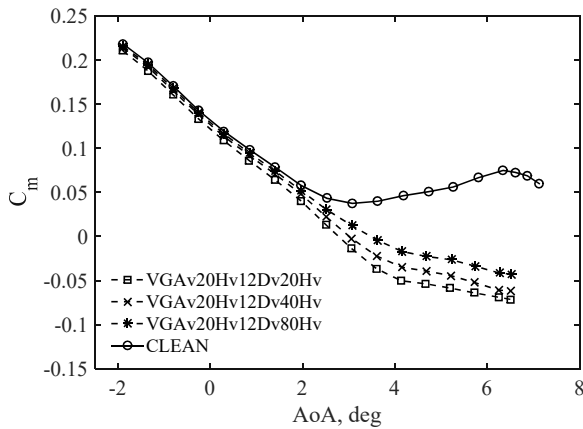
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



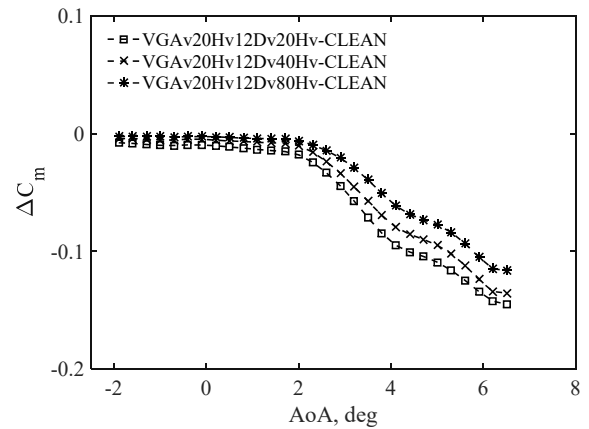
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



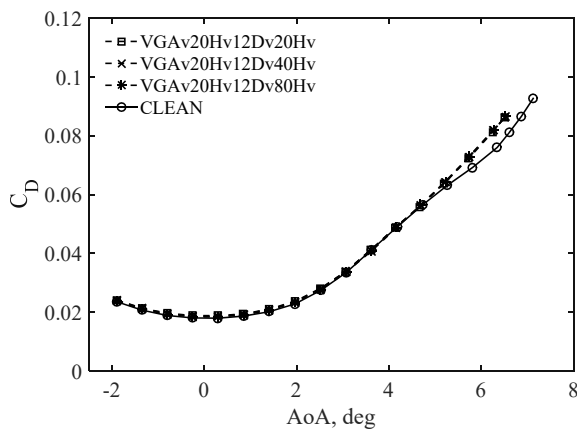
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



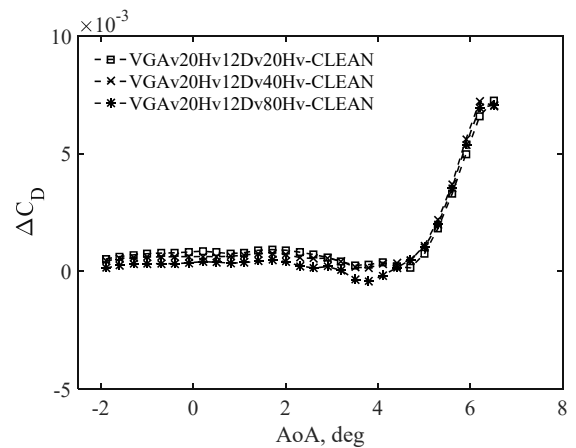
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

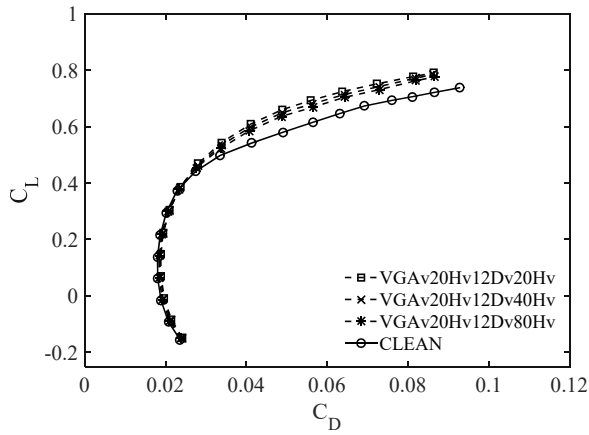
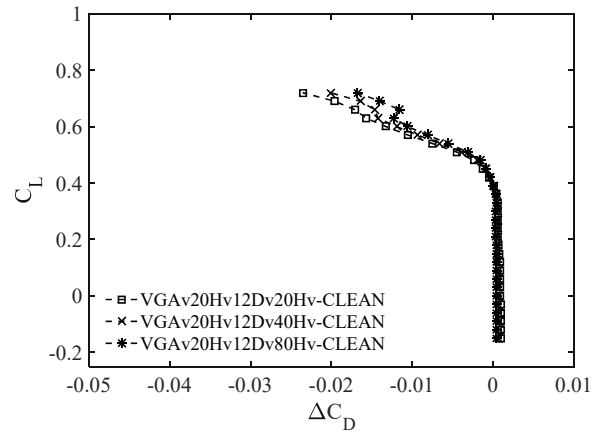
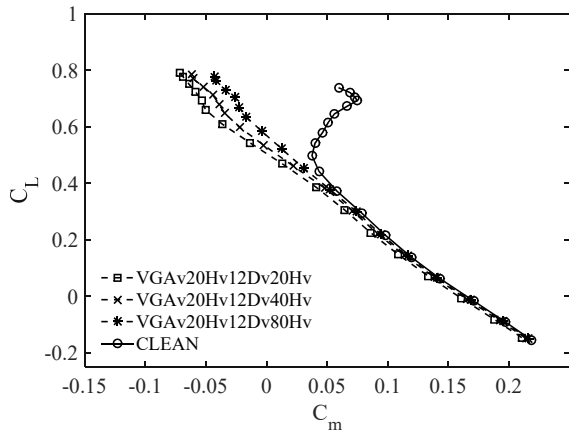
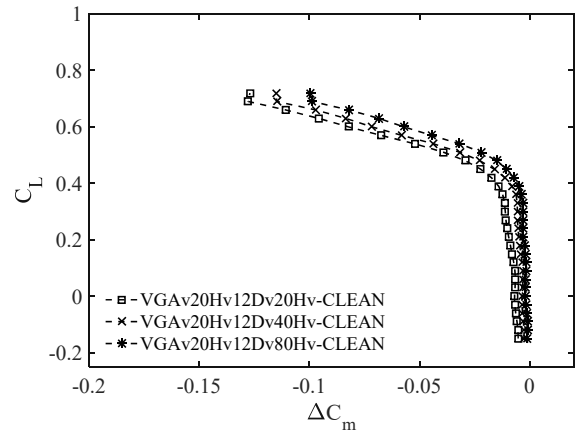
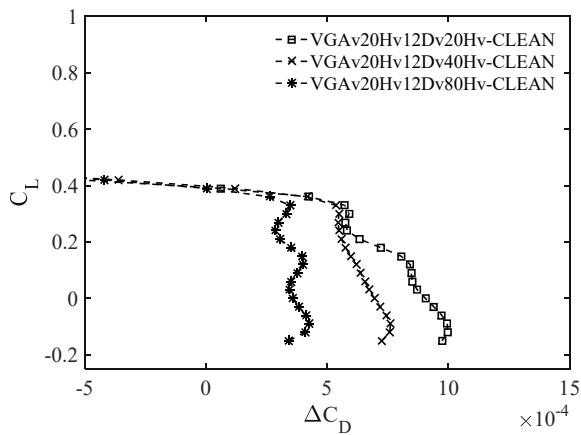
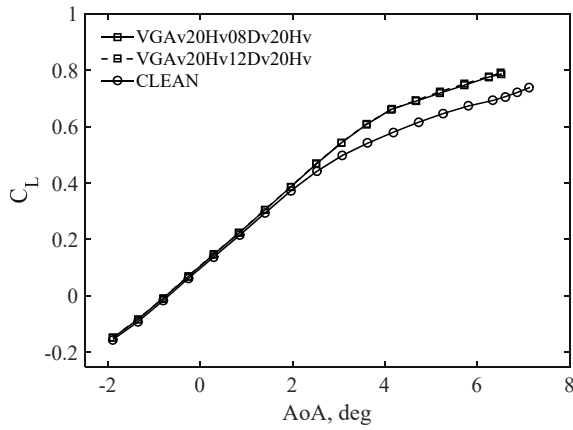
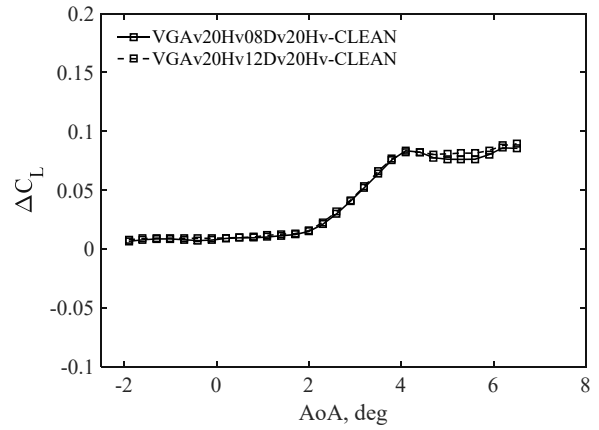
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-7 VG 高さ 1.2 mm における VG 間隔の影響(Mach 数: 0.87)

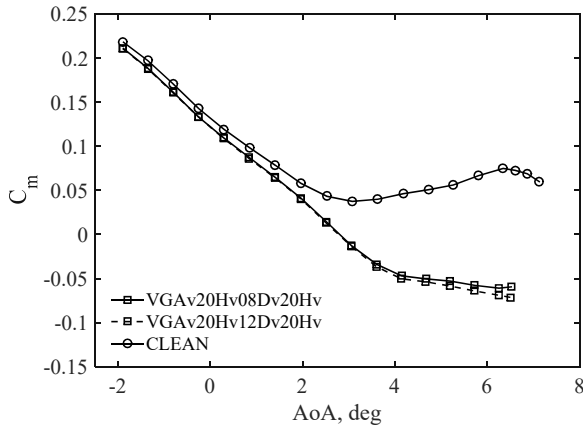
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



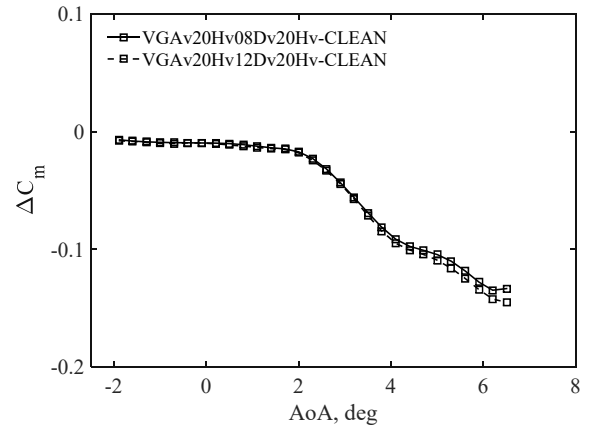
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



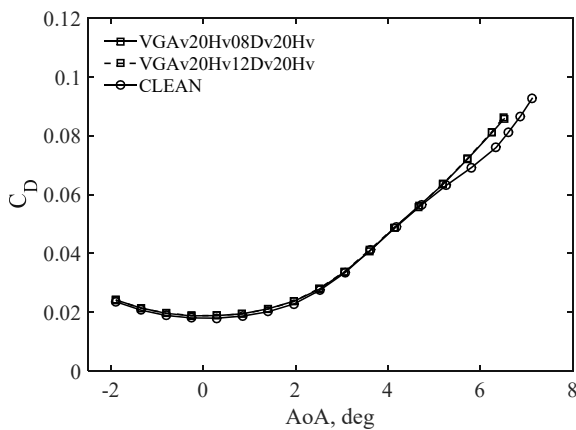
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



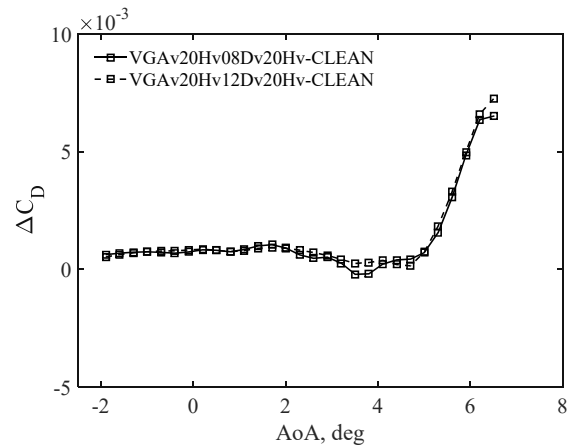
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

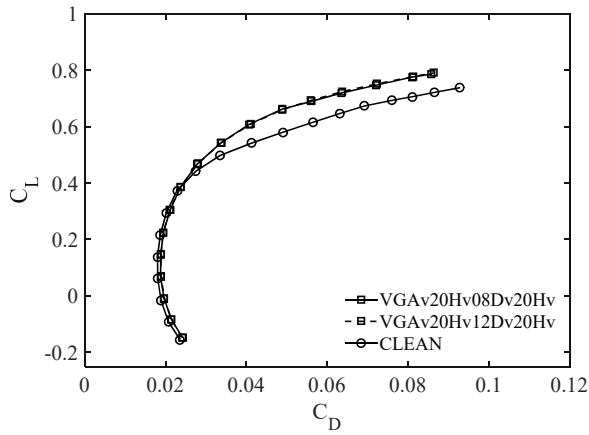
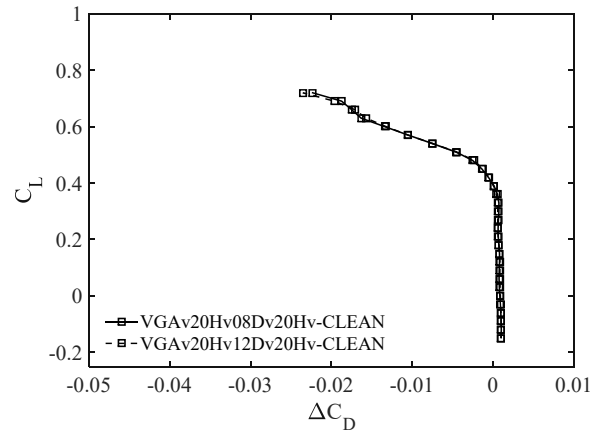
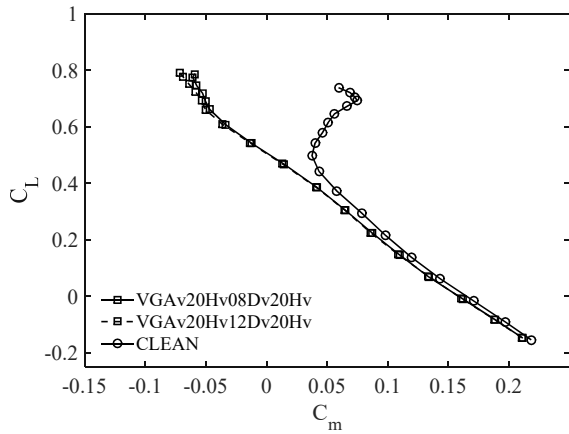
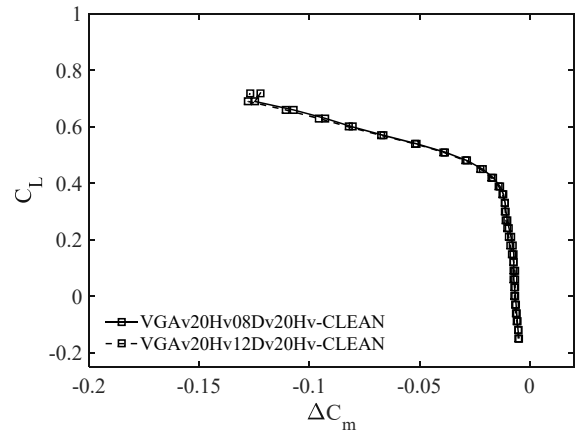
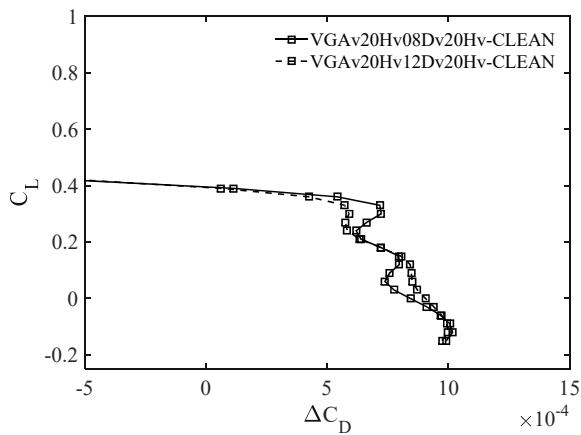
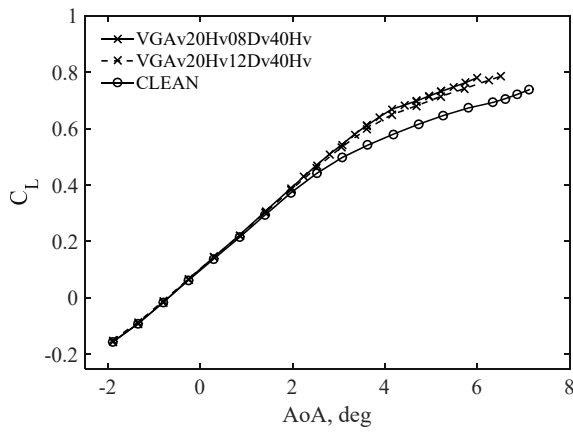
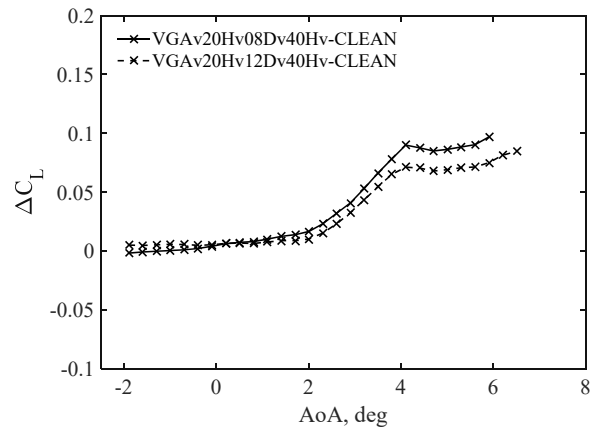
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-8 VG 間隔 20Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.87)

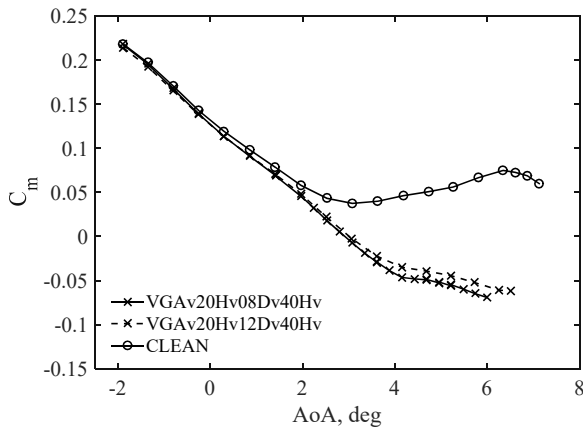
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



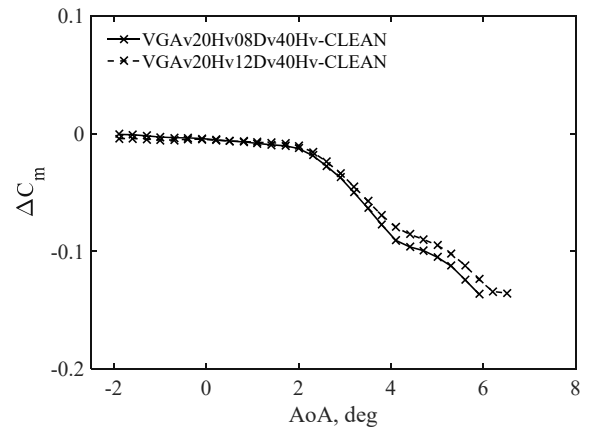
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



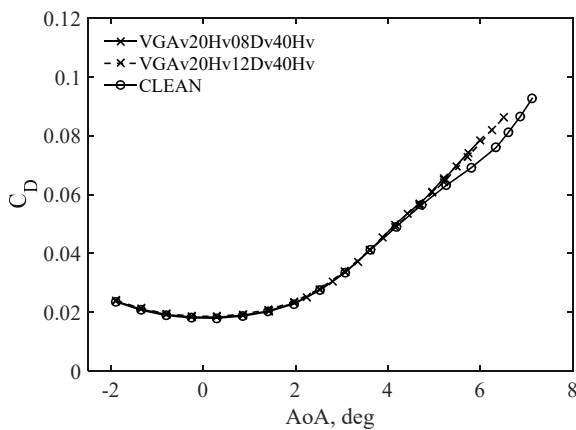
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



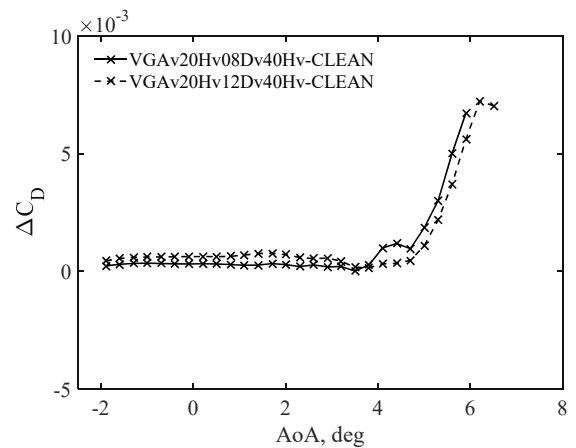
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

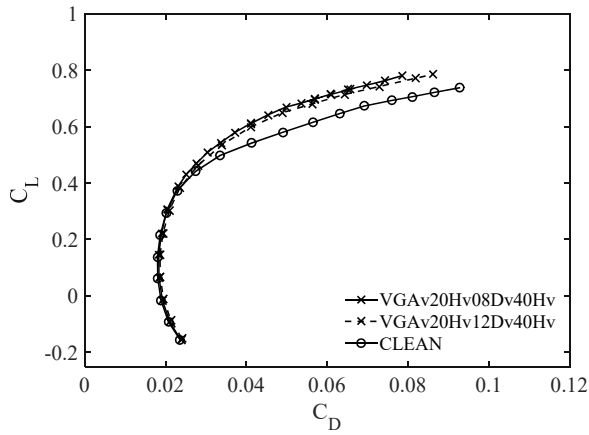
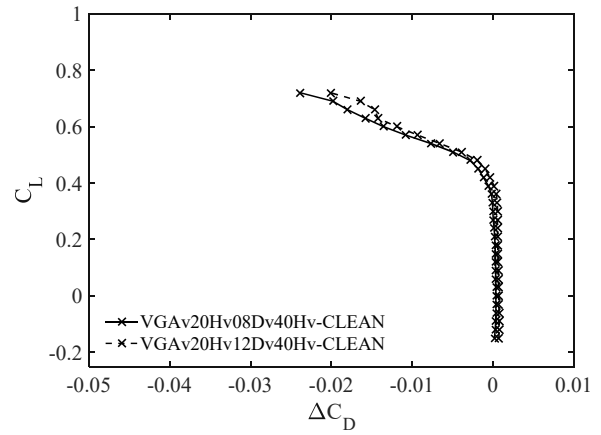
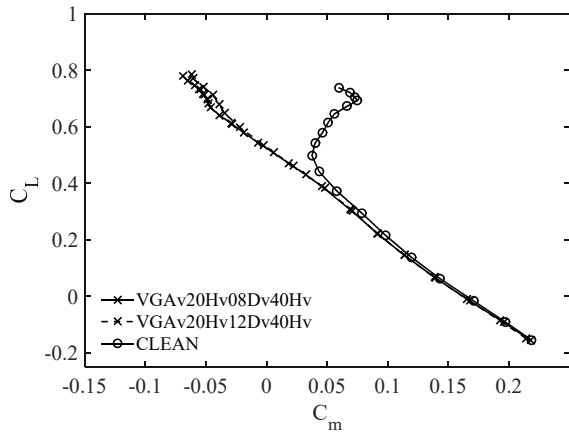
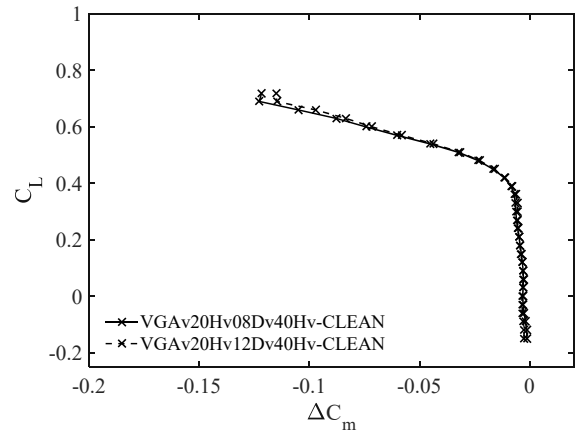
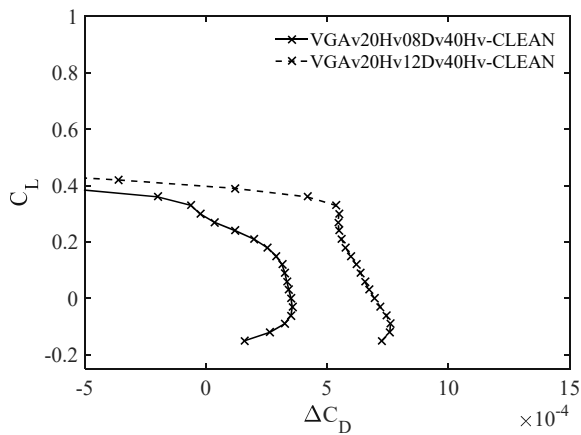
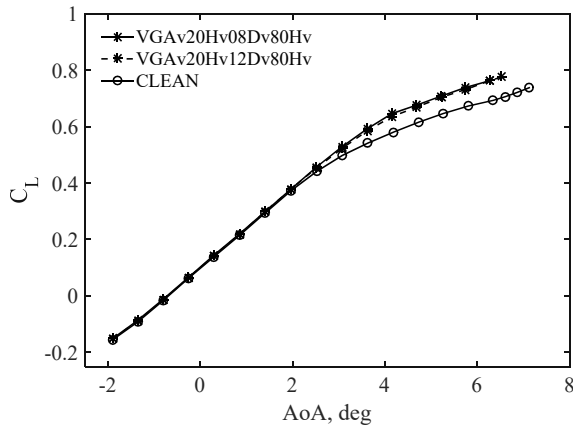
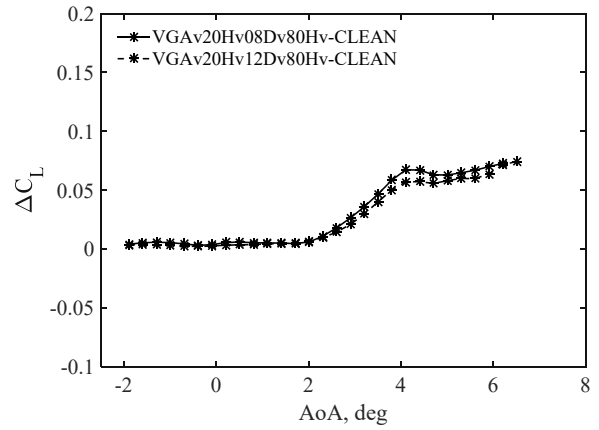
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-9 VG 間隔 40Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.87)

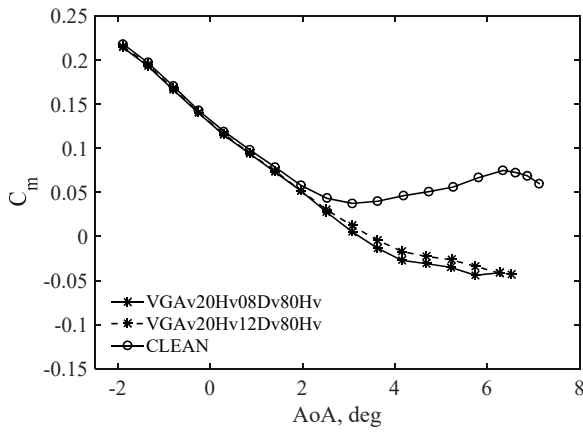
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



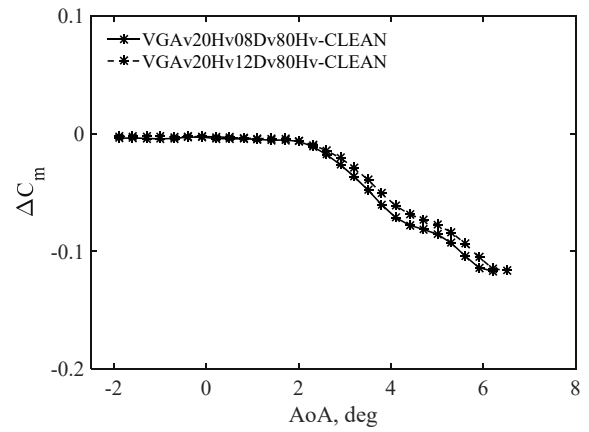
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



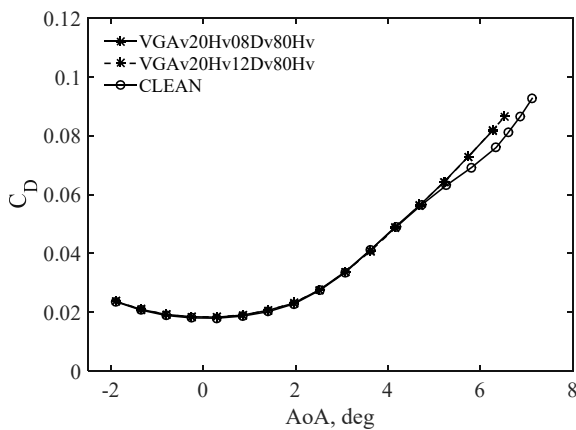
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



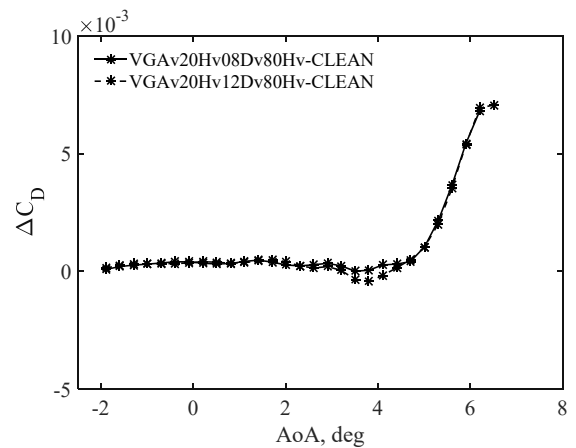
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

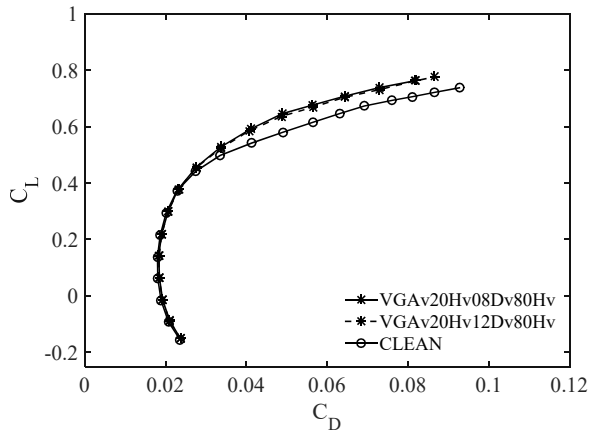
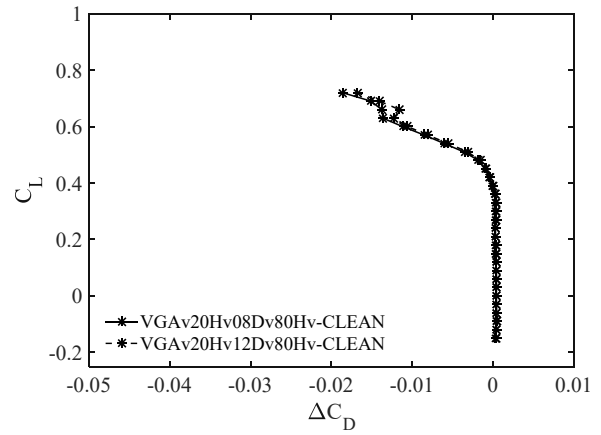
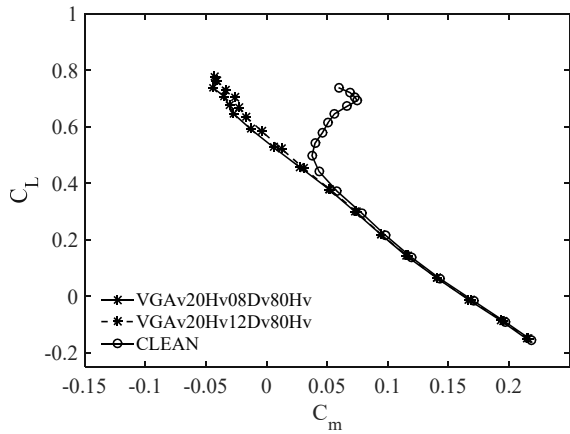
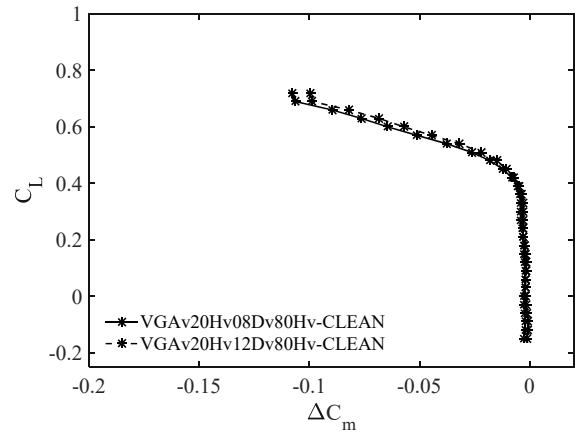
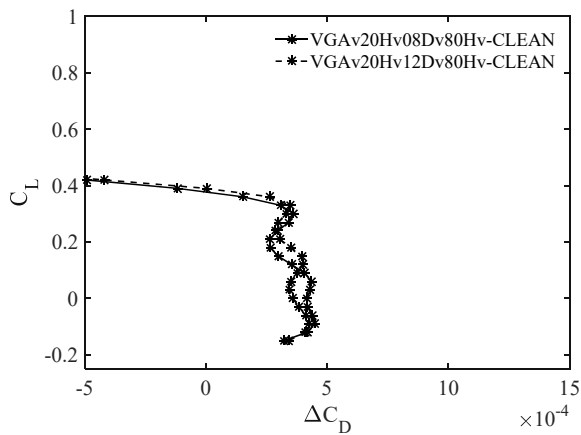
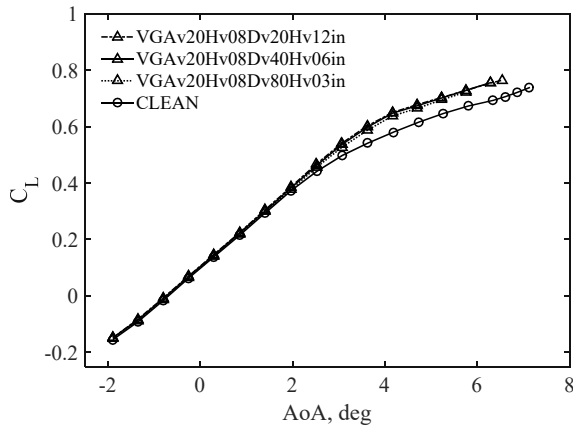
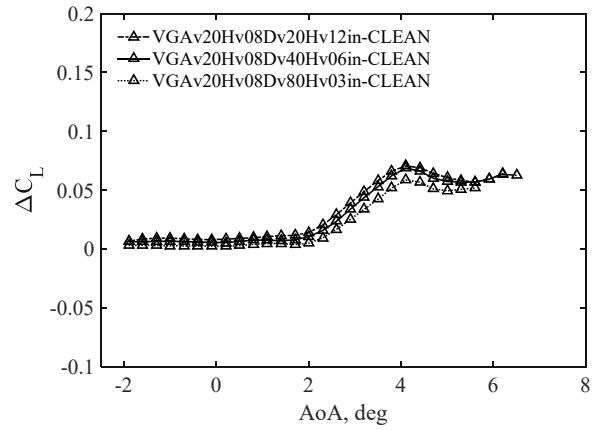
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-10 VG 間隔 80Hv における VG 高さの影響(Mach 数: 0.87)

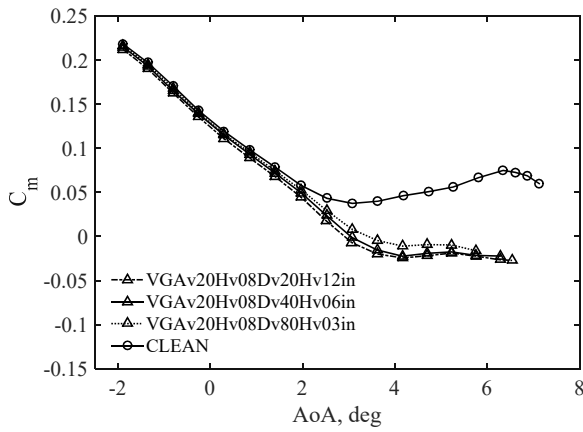
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



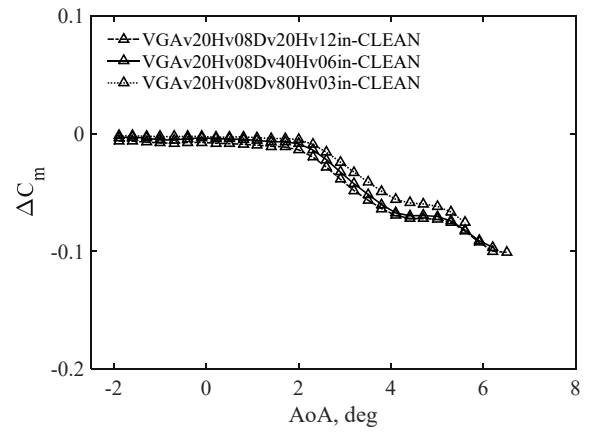
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



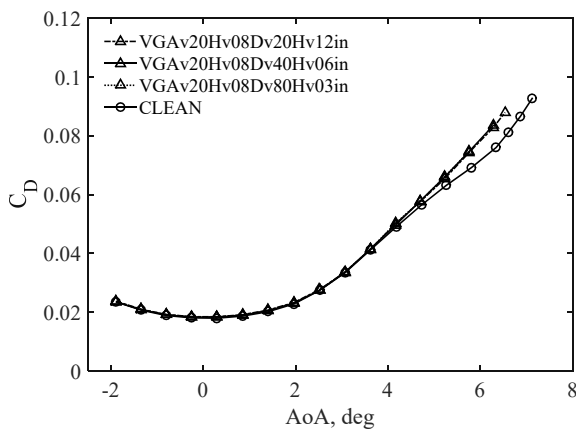
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



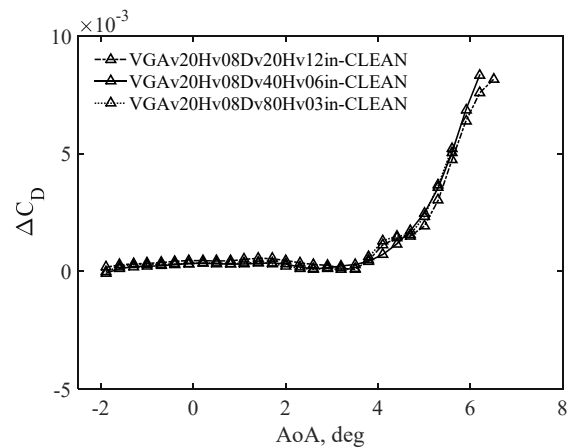
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



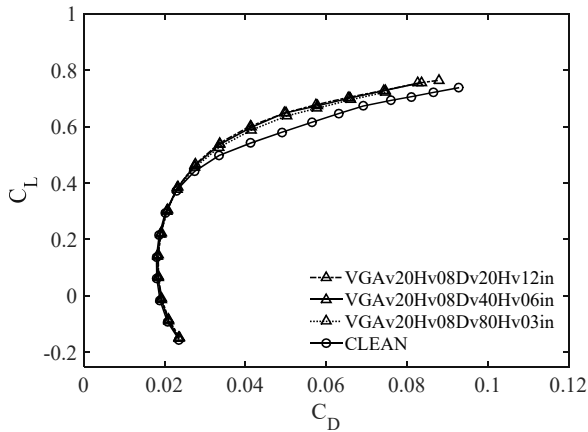
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



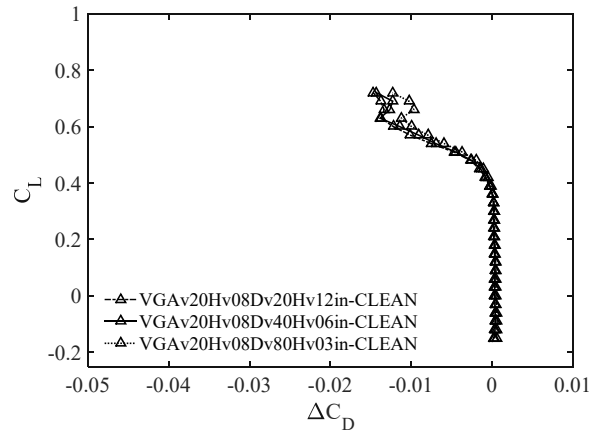
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



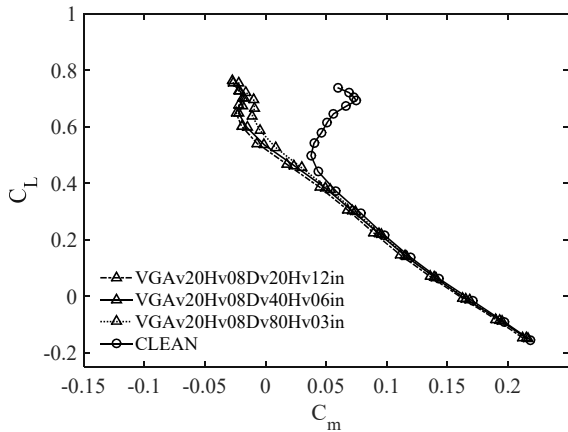
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)



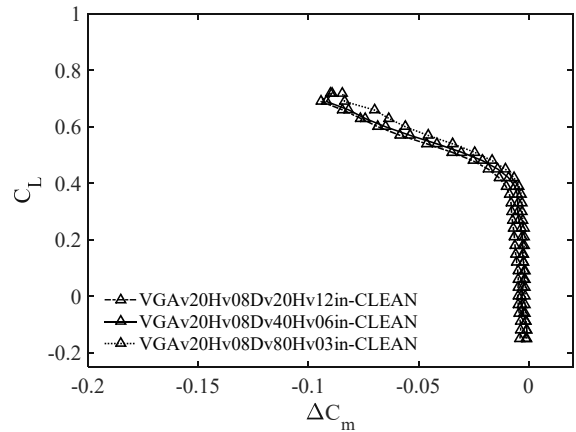
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)



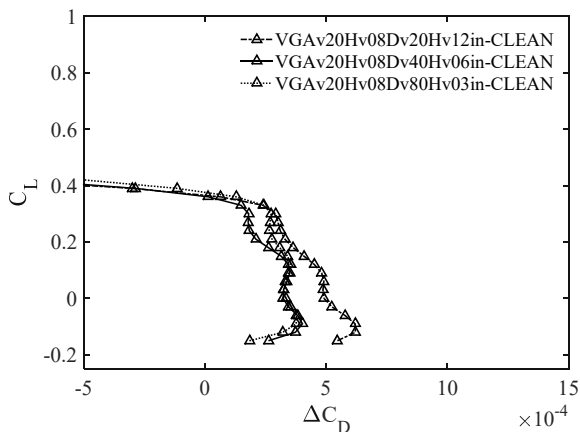
(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)



(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)



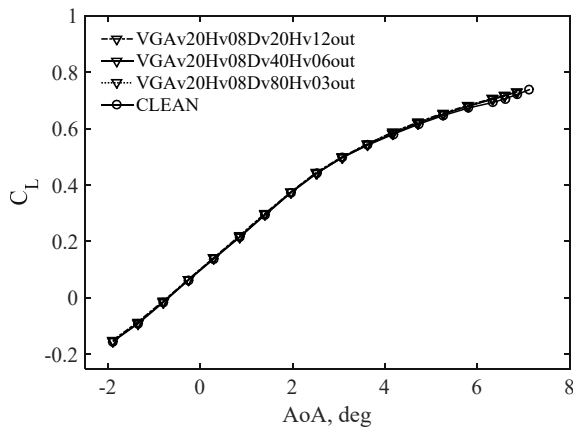
(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)



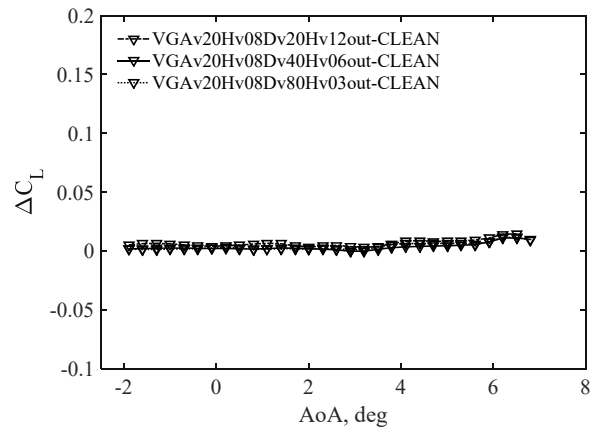
(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-11 VG 内舷設置時 VG 間隔の影響 (Mach 数: 0.87)

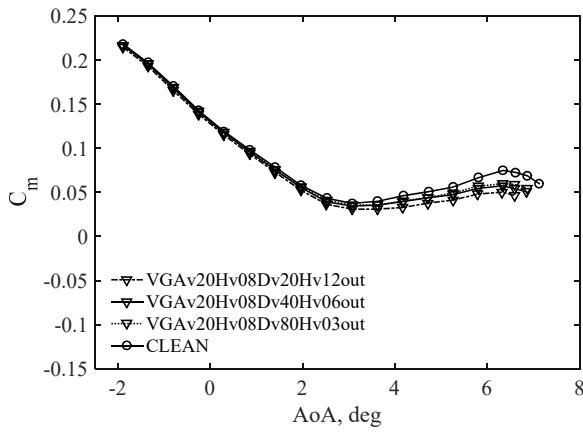
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



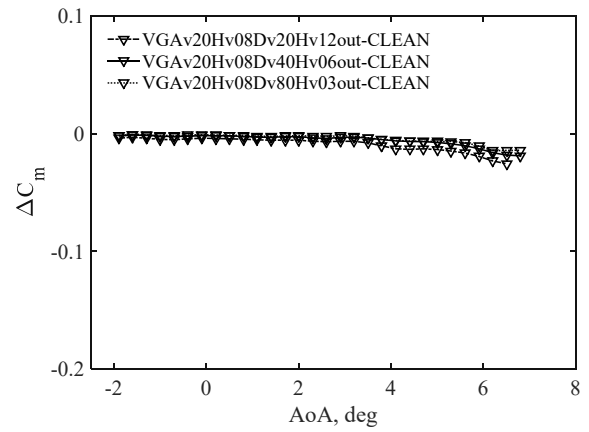
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



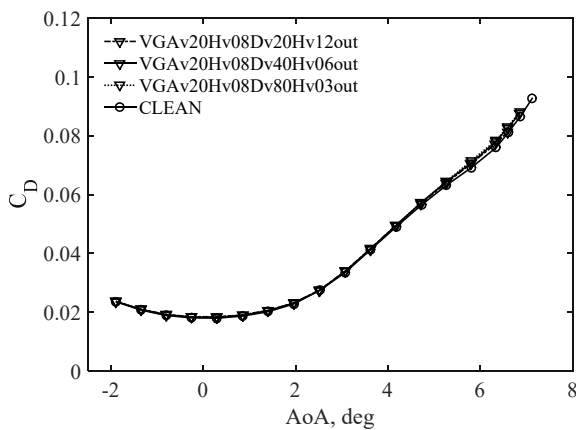
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



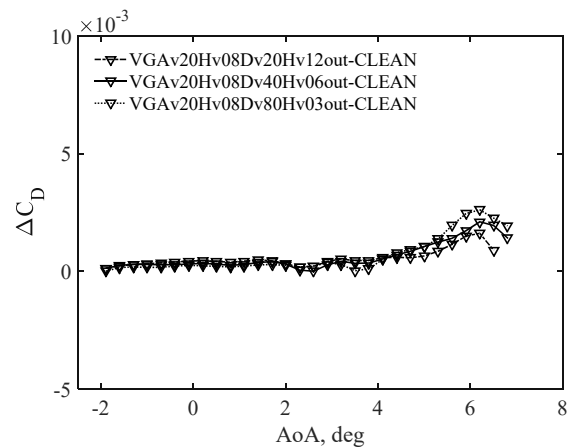
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



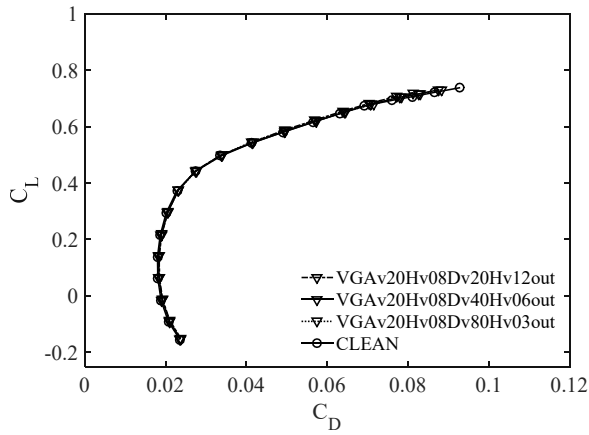
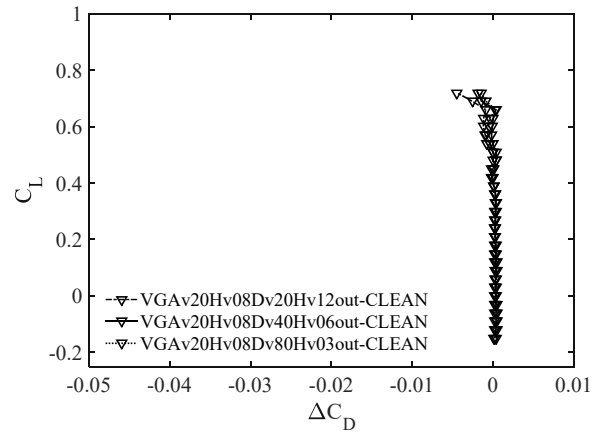
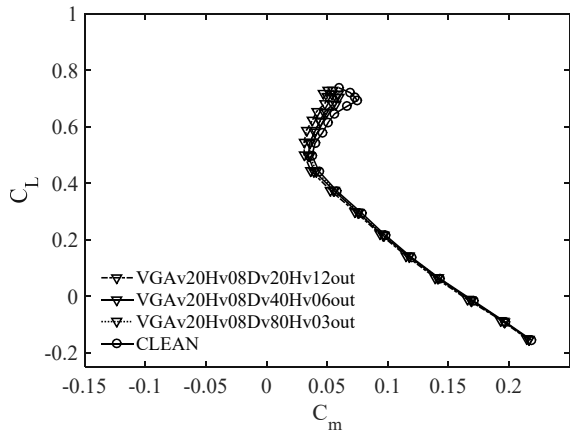
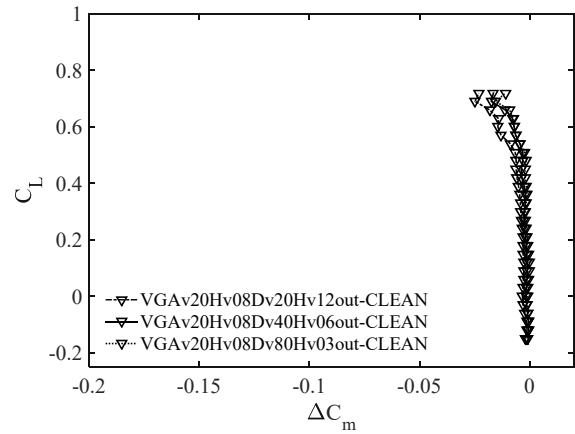
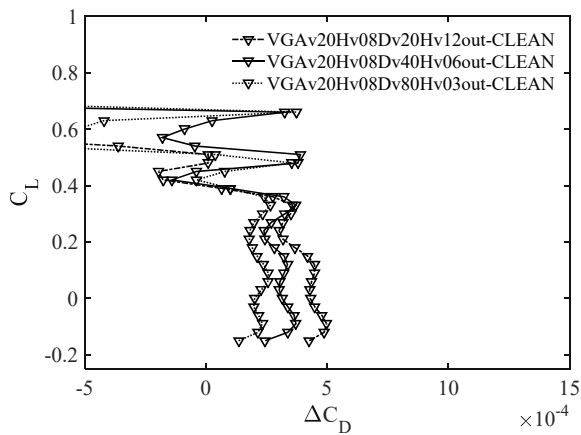
(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



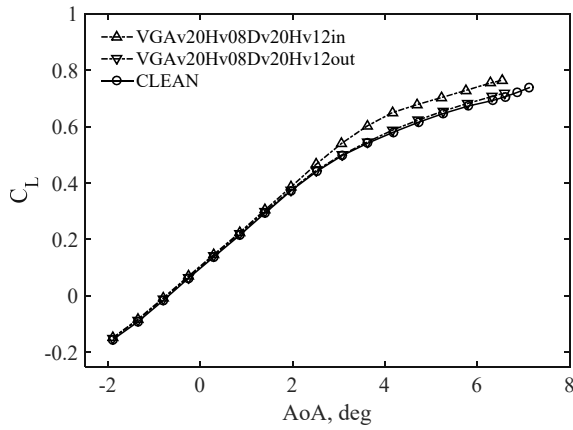
(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



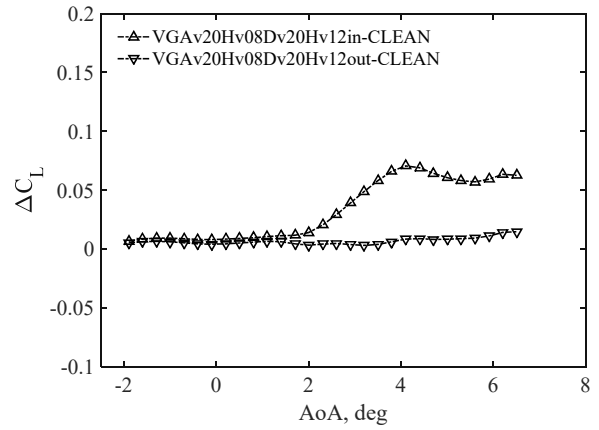
(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図Fig. B-5-12 VG 外舷設置時 VG 間隔の影響
(Mach 数: 0.87)

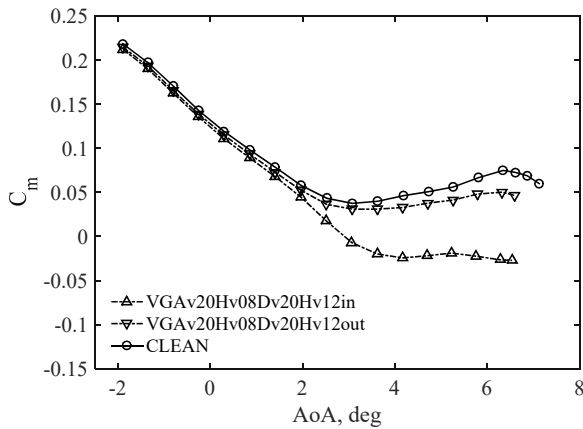
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



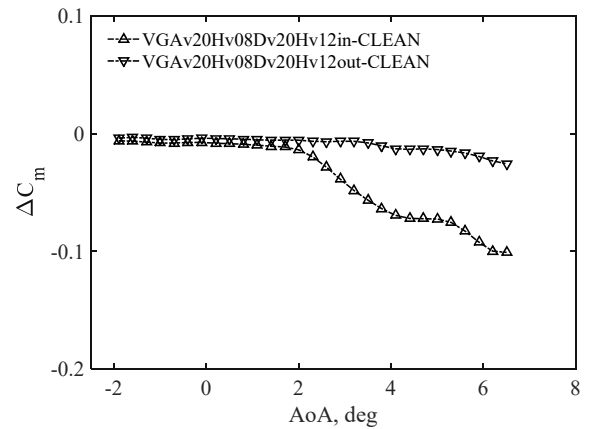
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



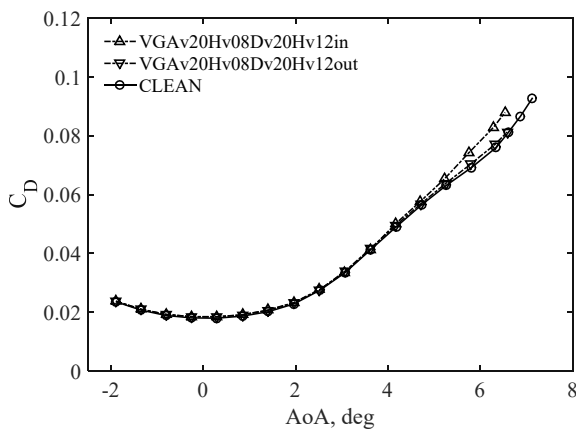
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



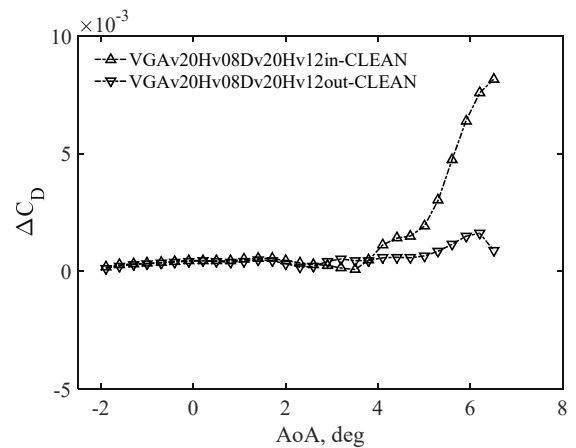
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

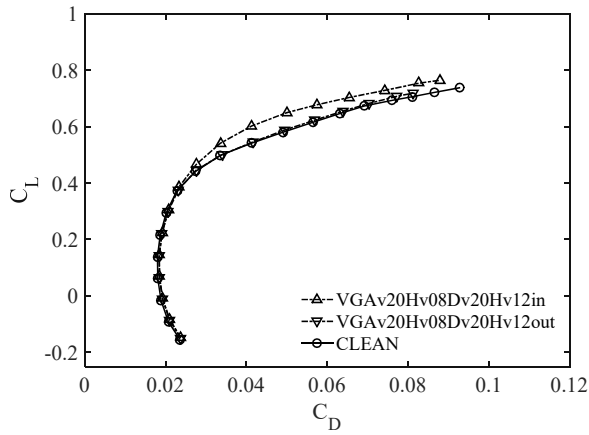
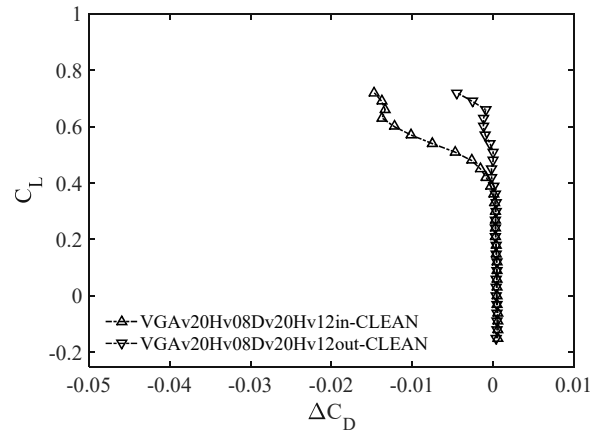
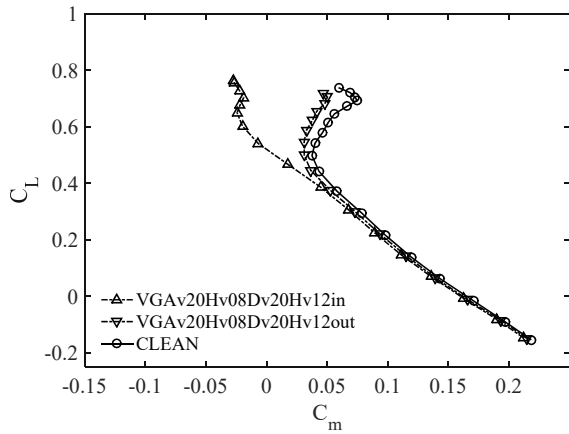
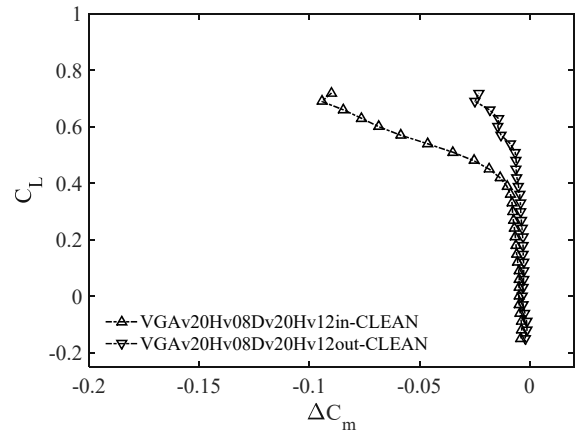
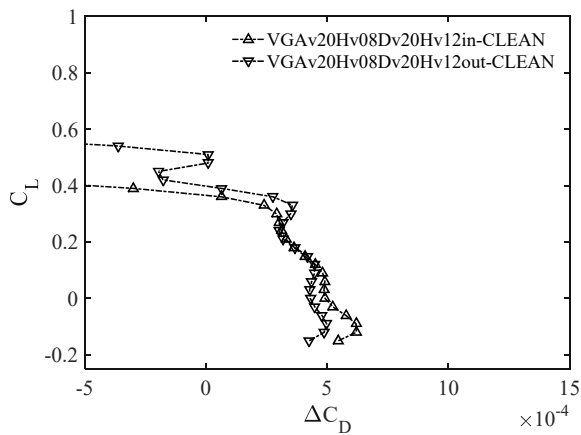
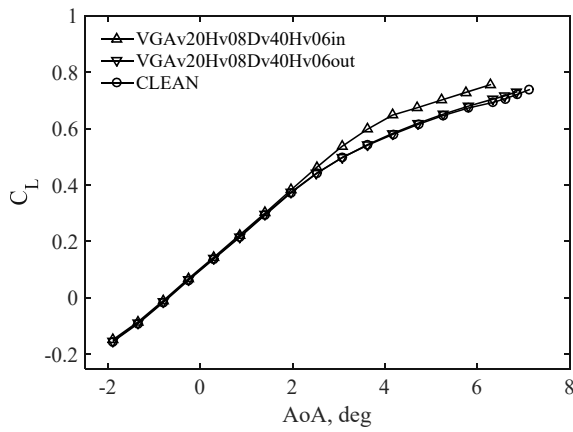
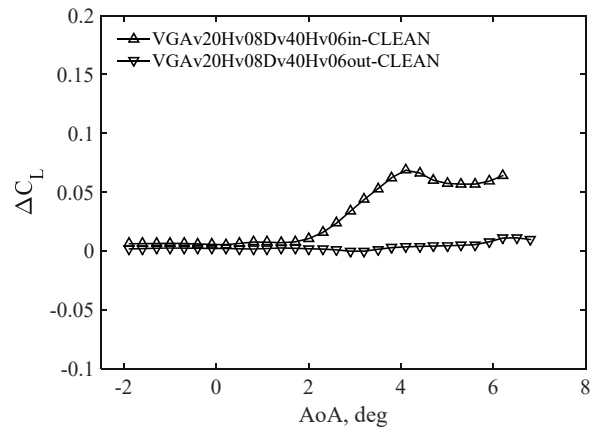
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-13 VG 間隔 20Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.87)

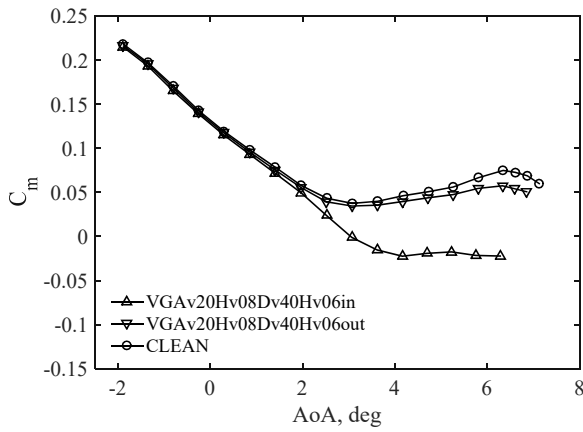
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



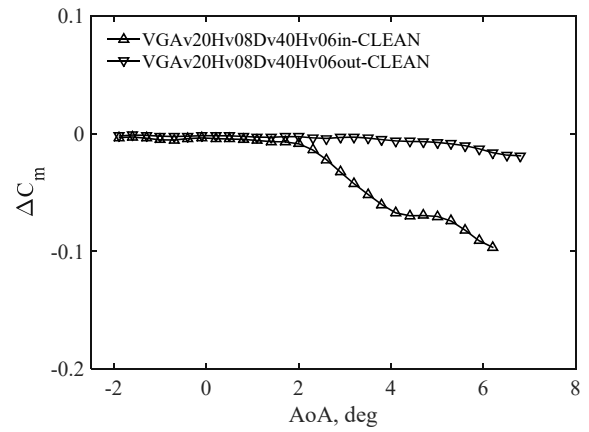
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



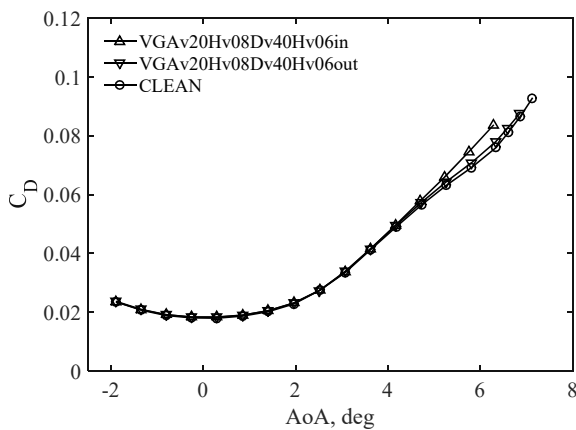
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



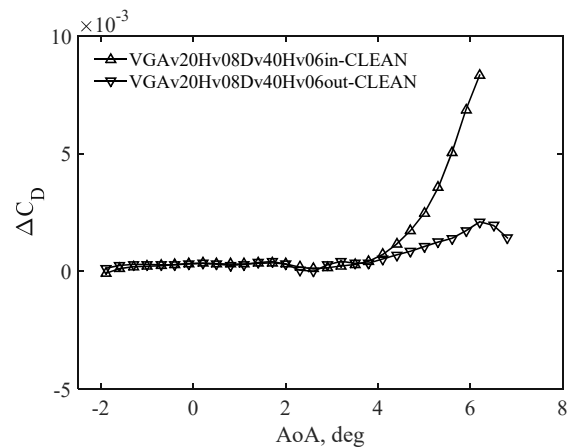
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

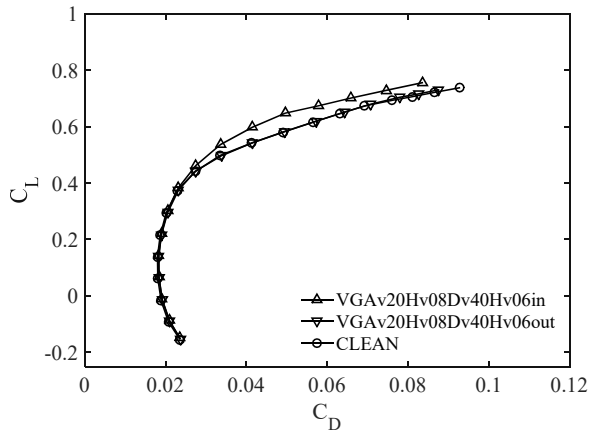
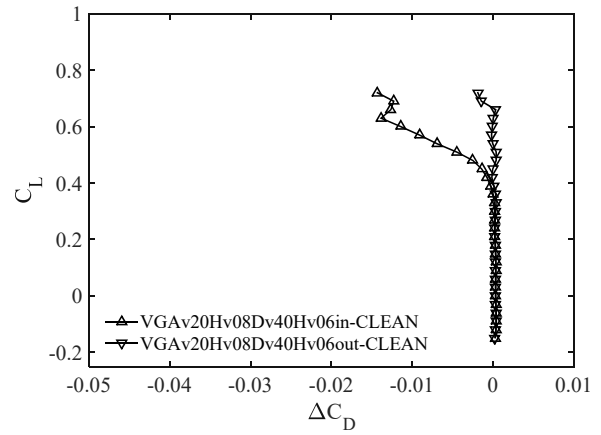
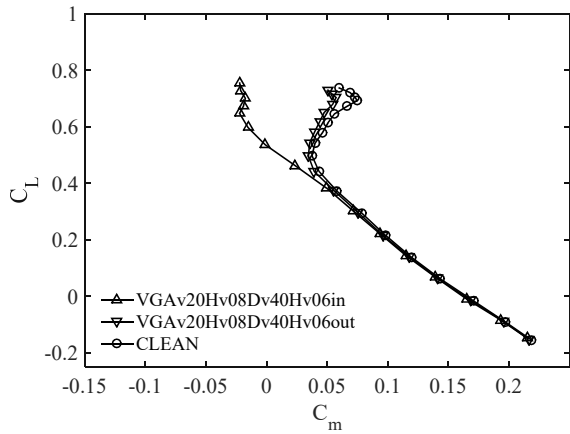
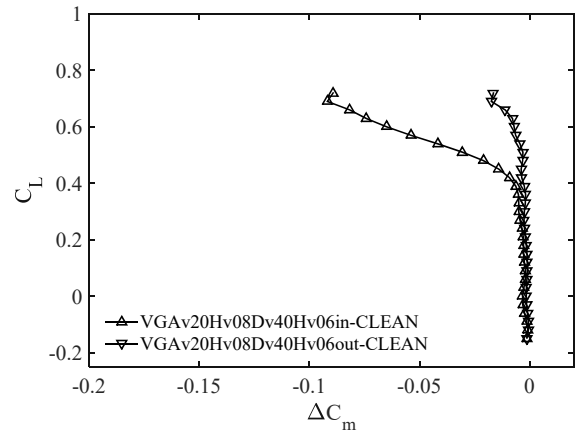
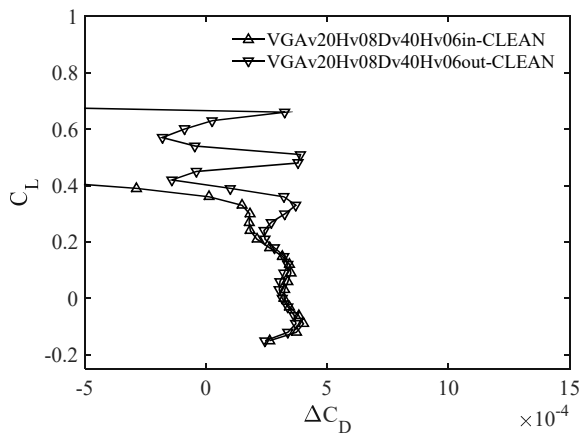
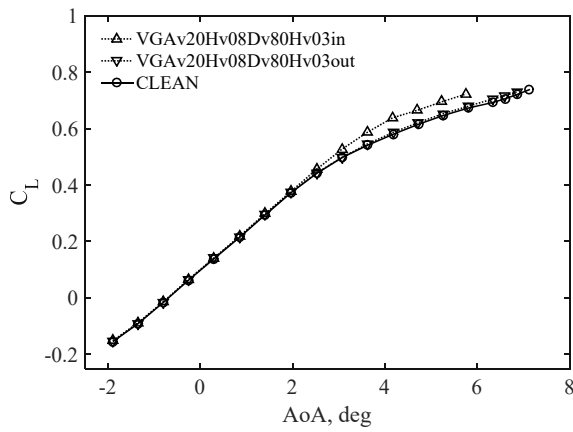
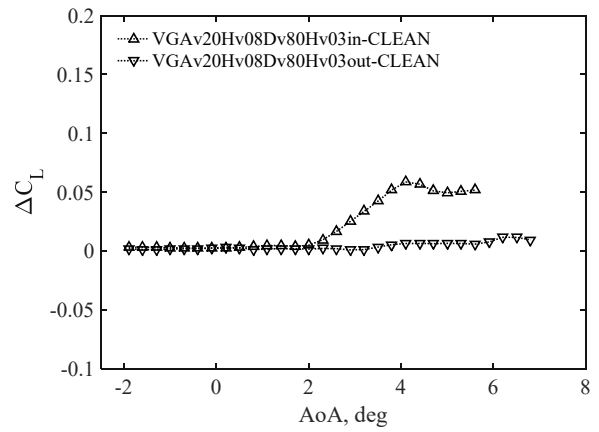
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-14 VG 間隔 40Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.87)

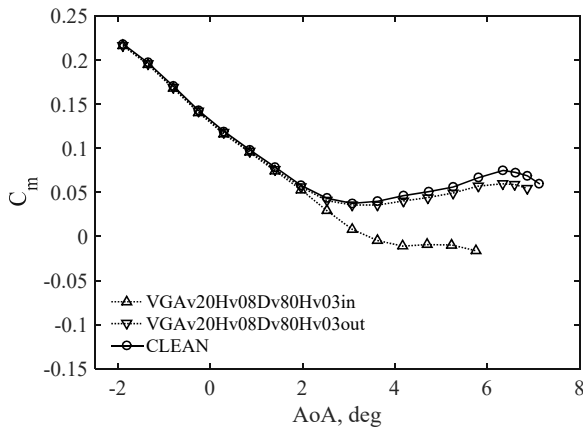
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



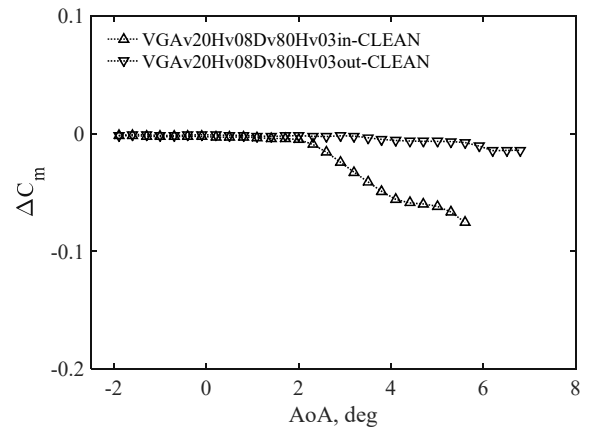
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



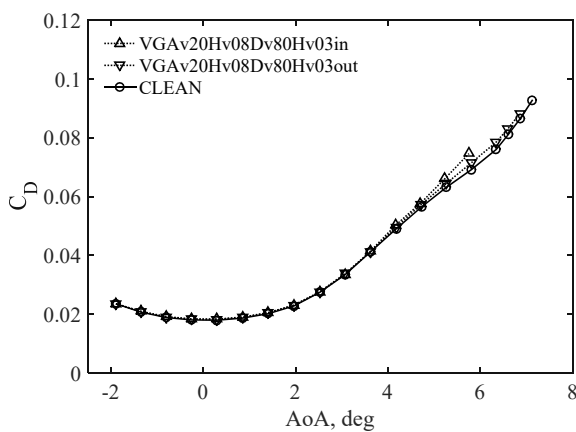
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



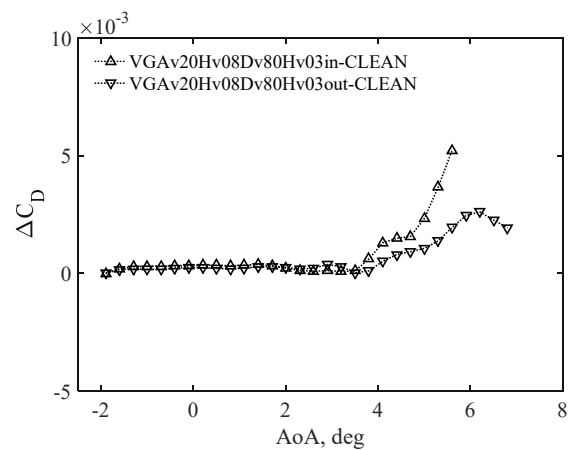
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

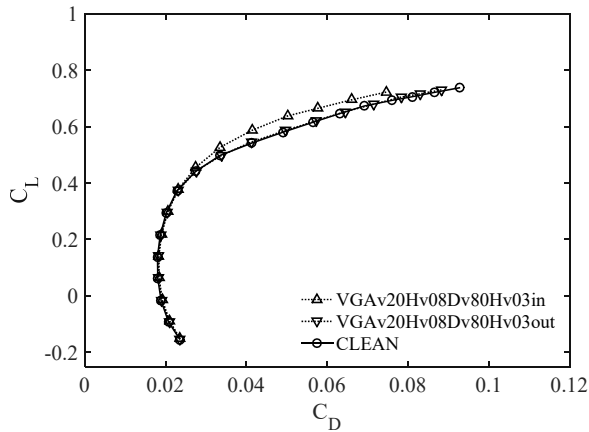
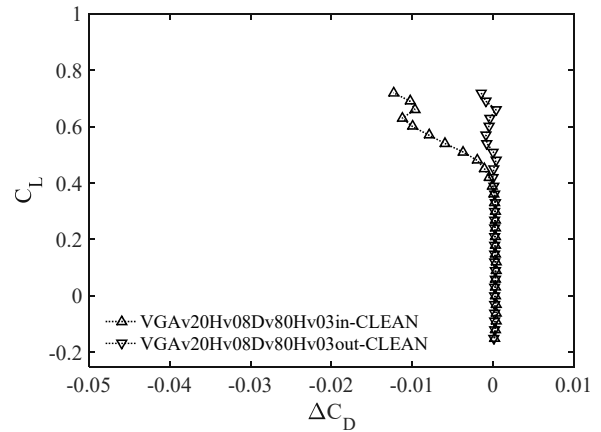
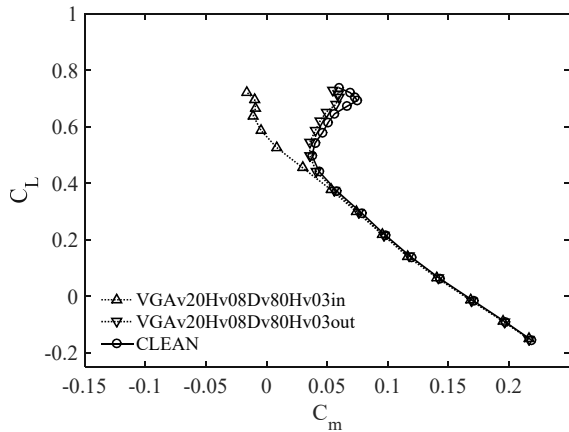
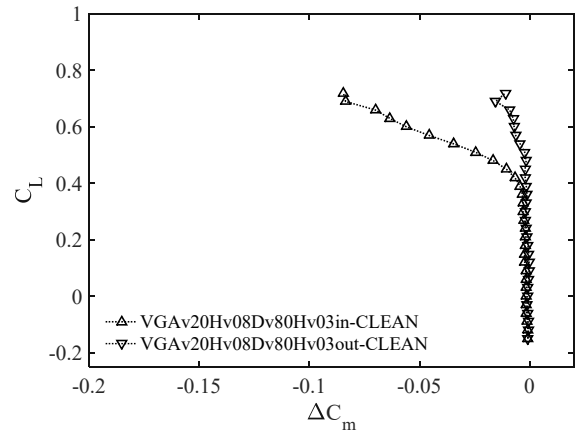
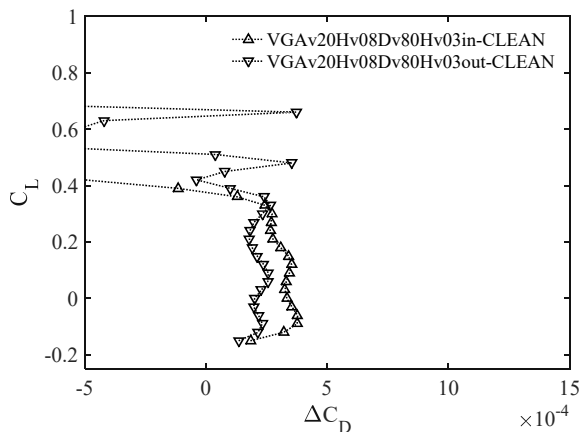
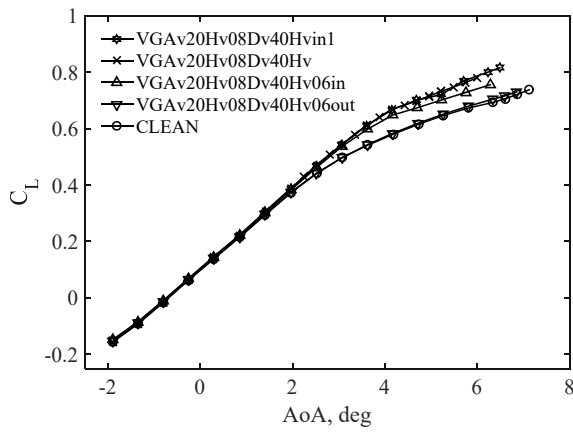
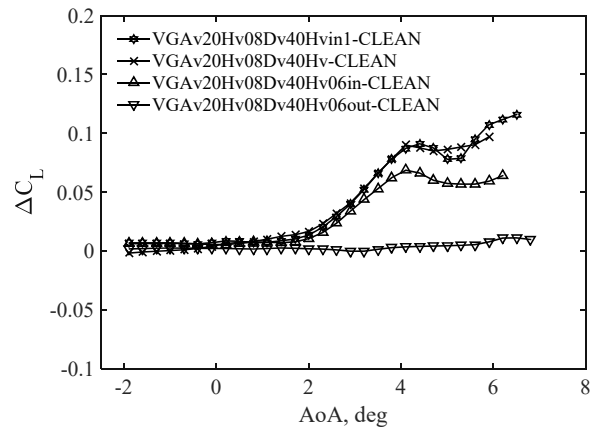
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-15 VG 間隔 80Hv における VG スパン方向位置の影響(Mach 数: 0.87)

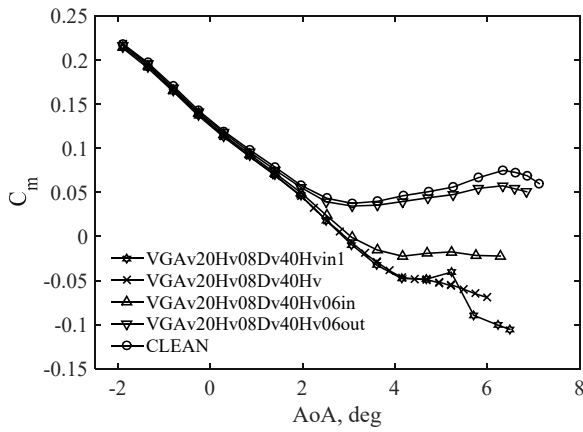
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



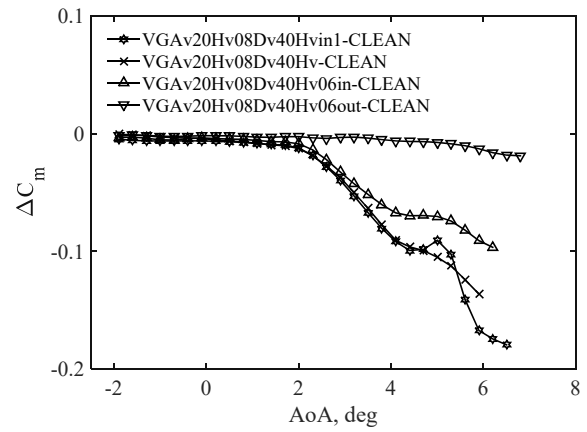
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



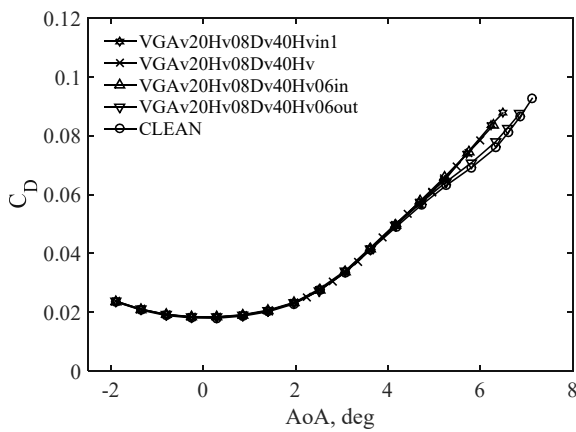
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



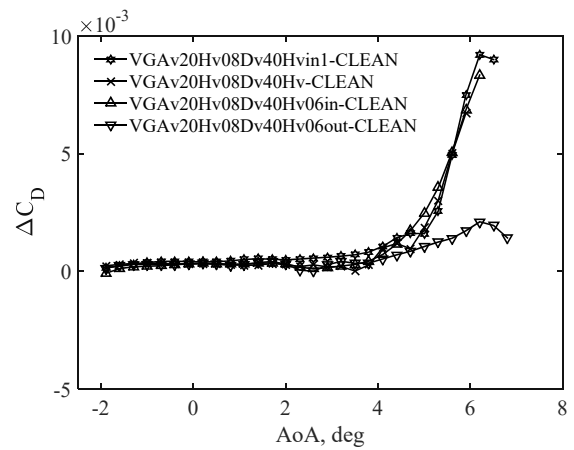
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) - 抵抗係数差分(ΔC_D)

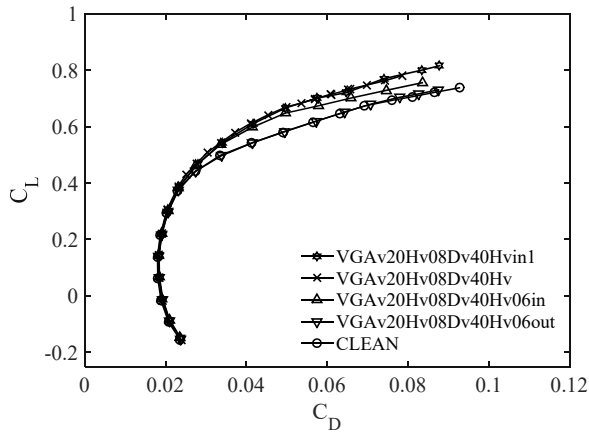
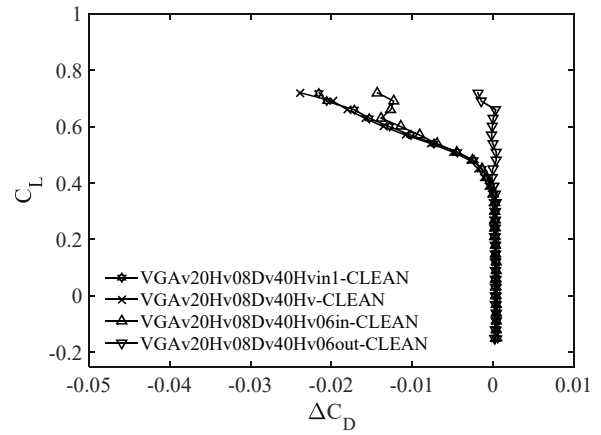
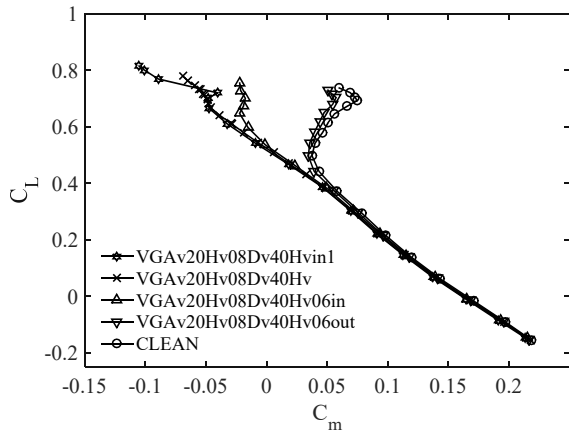
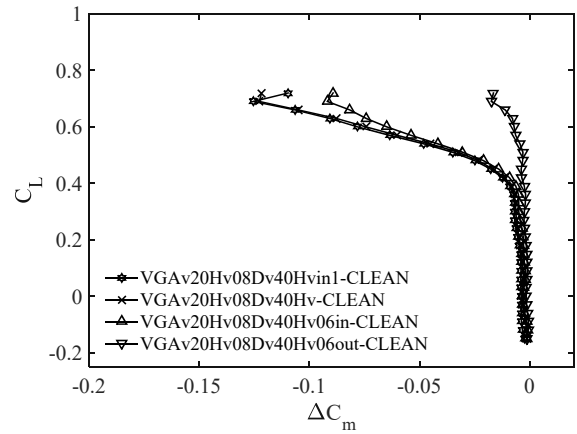
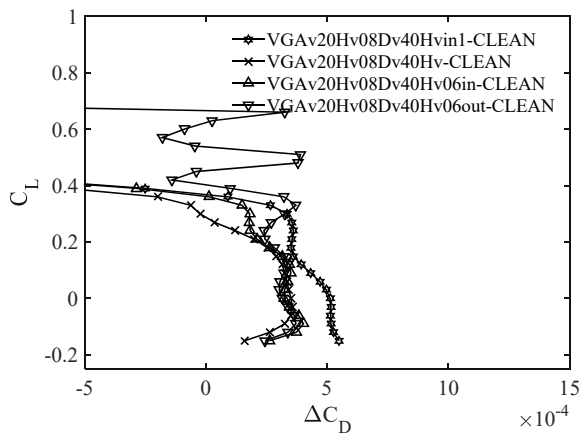
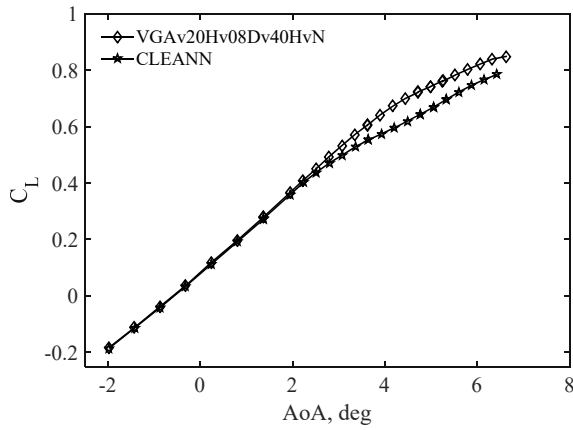
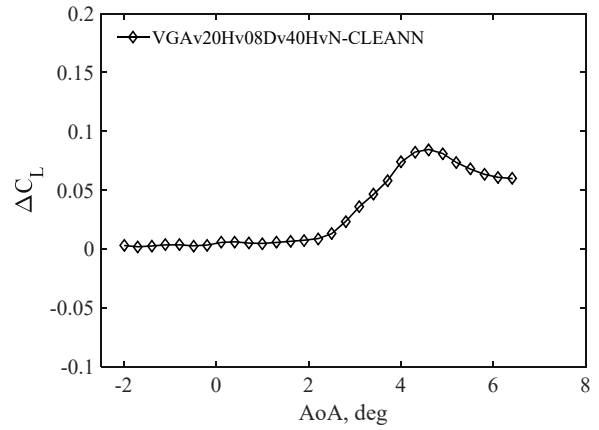
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-16 VG 間隔 40Hv における VG 配置の比較(Mach 数: 0.87)

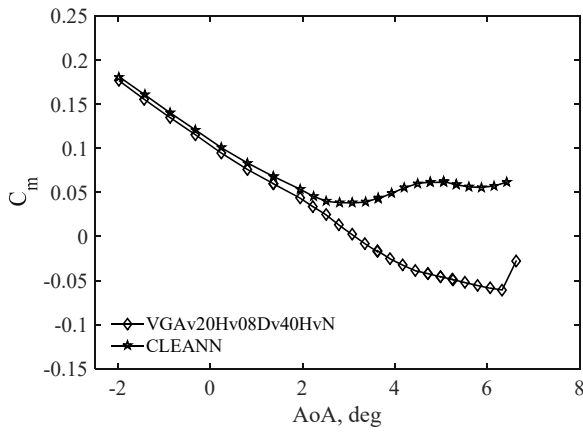
Appendix B-5 Mach 数 0.87 の結果



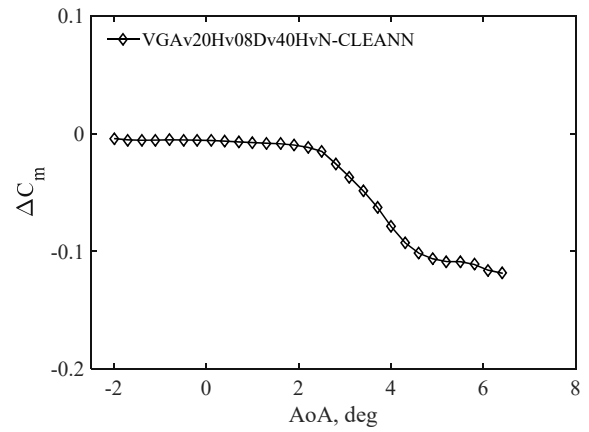
(a) 迎角(AoA) - 揚力係数(C_L)



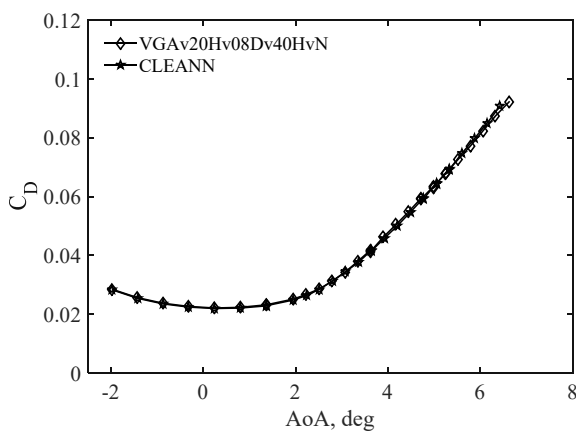
(d) 迎角(AoA) - 揚力係数差分(ΔC_L)



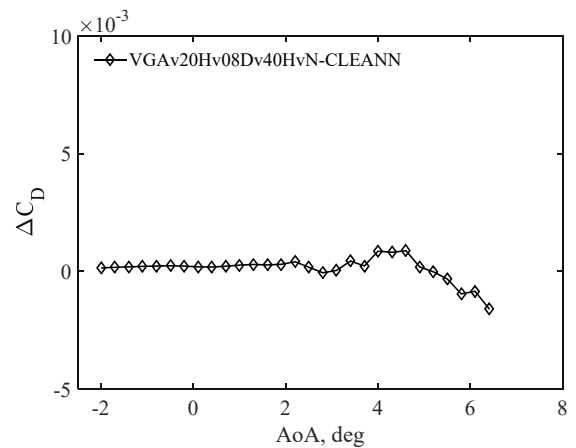
(b) 迎角(AoA) - ピッチングモーメント係数 (C_m)



(e) 迎角(AoA) -ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m)



(c) 迎角(AoA) - 抵抗係数(C_D)



(f) 迎角(AoA) -抵抗係数差分(ΔC_D)

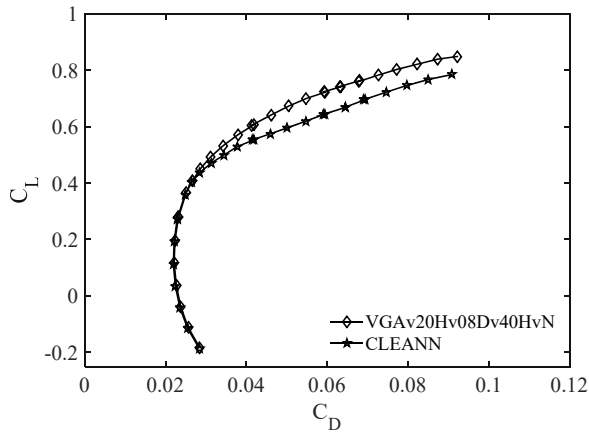
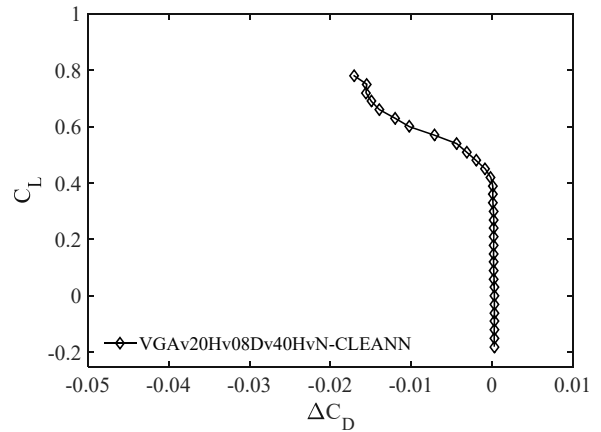
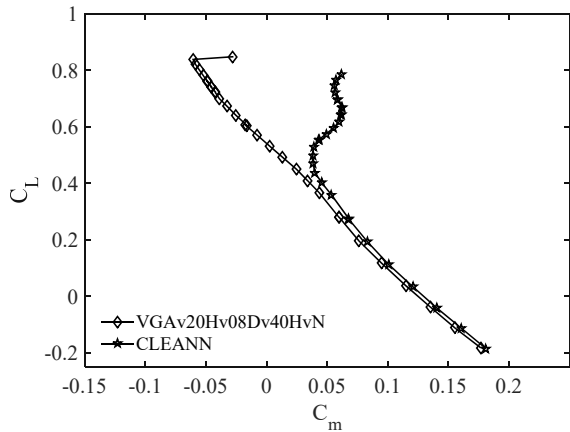
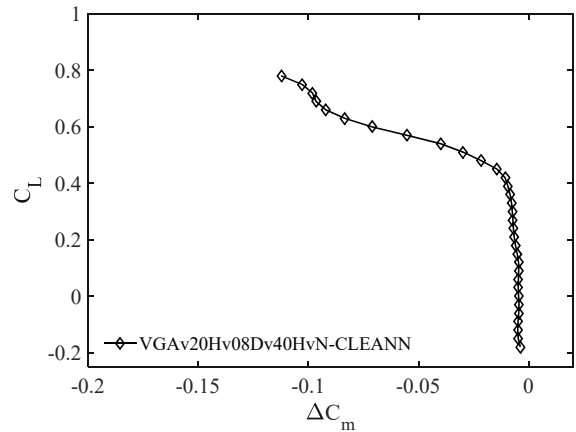
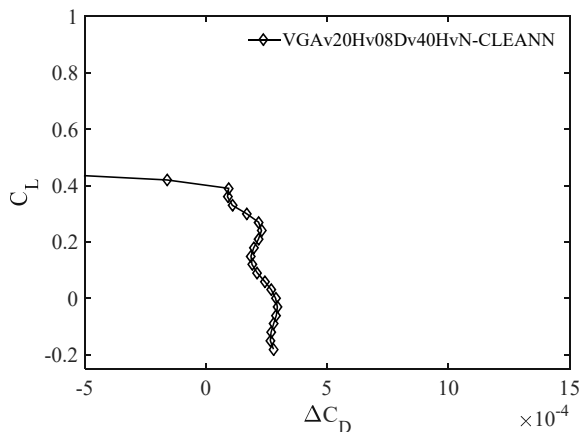
(g) 抵抗係数(C_D) – 揚力係数(C_L)(j) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L)(h) ピッチングモーメント係数(C_m) – 揚力係数(C_L)(k) ピッチングモーメント係数差分(ΔC_m) – 揚力係数(C_L)(i) 抵抗係数差分(ΔC_D) – 揚力係数(C_L) 拡大図

Fig. B-5-17 ナセルありにおける VG なしと VG 基本形態(VGAv20Hv08Dv40HvN)の比較(Mach 数: 0.87)

Appendix C-1 基準 Mach 数 0.85 における迎角固定条件での圧力係数 C_p の比較

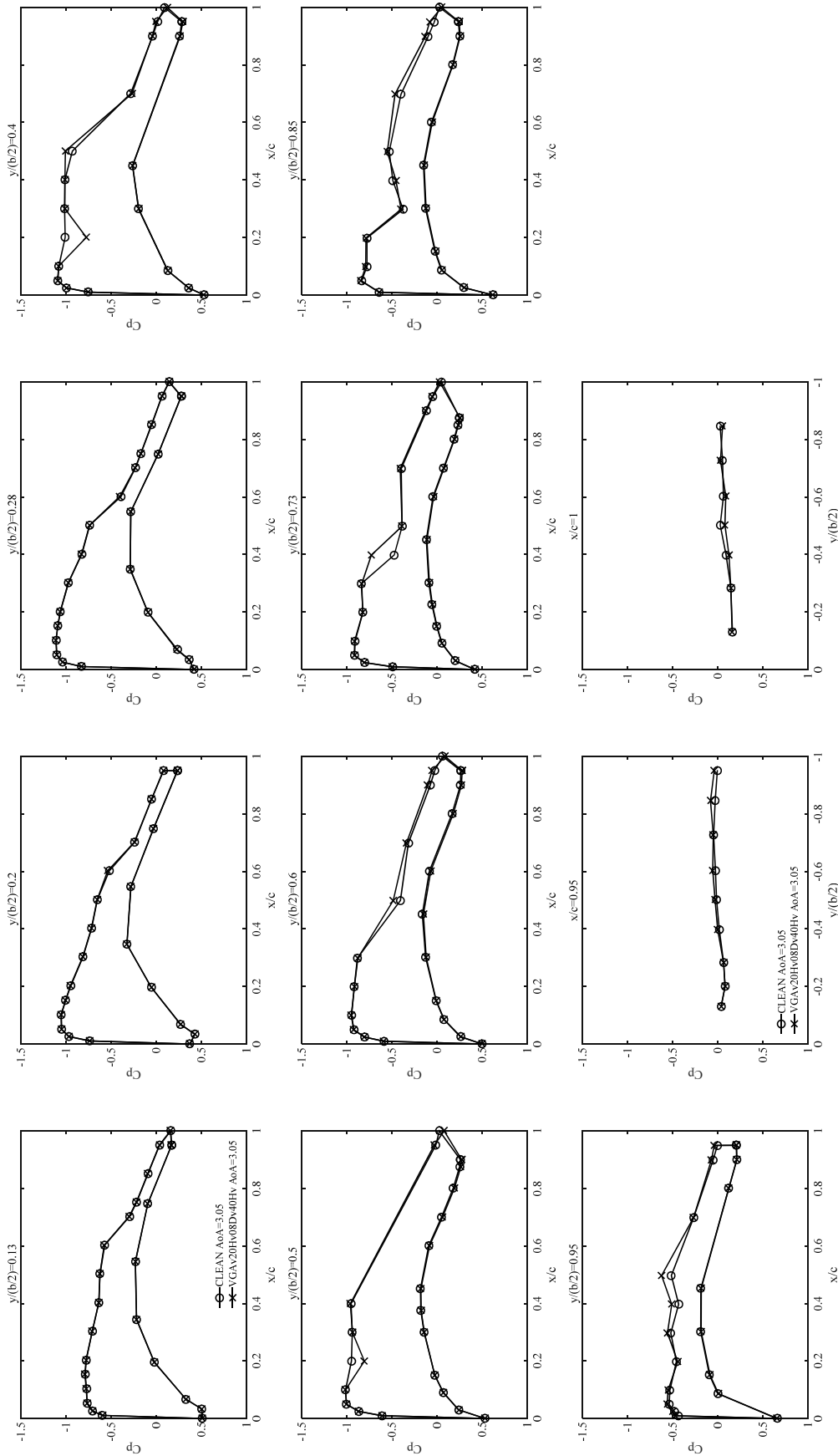


Fig. C-1-1 ナセルなし形態における VG なしと VG 基本形態(VGA20HV08DV40HV)の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

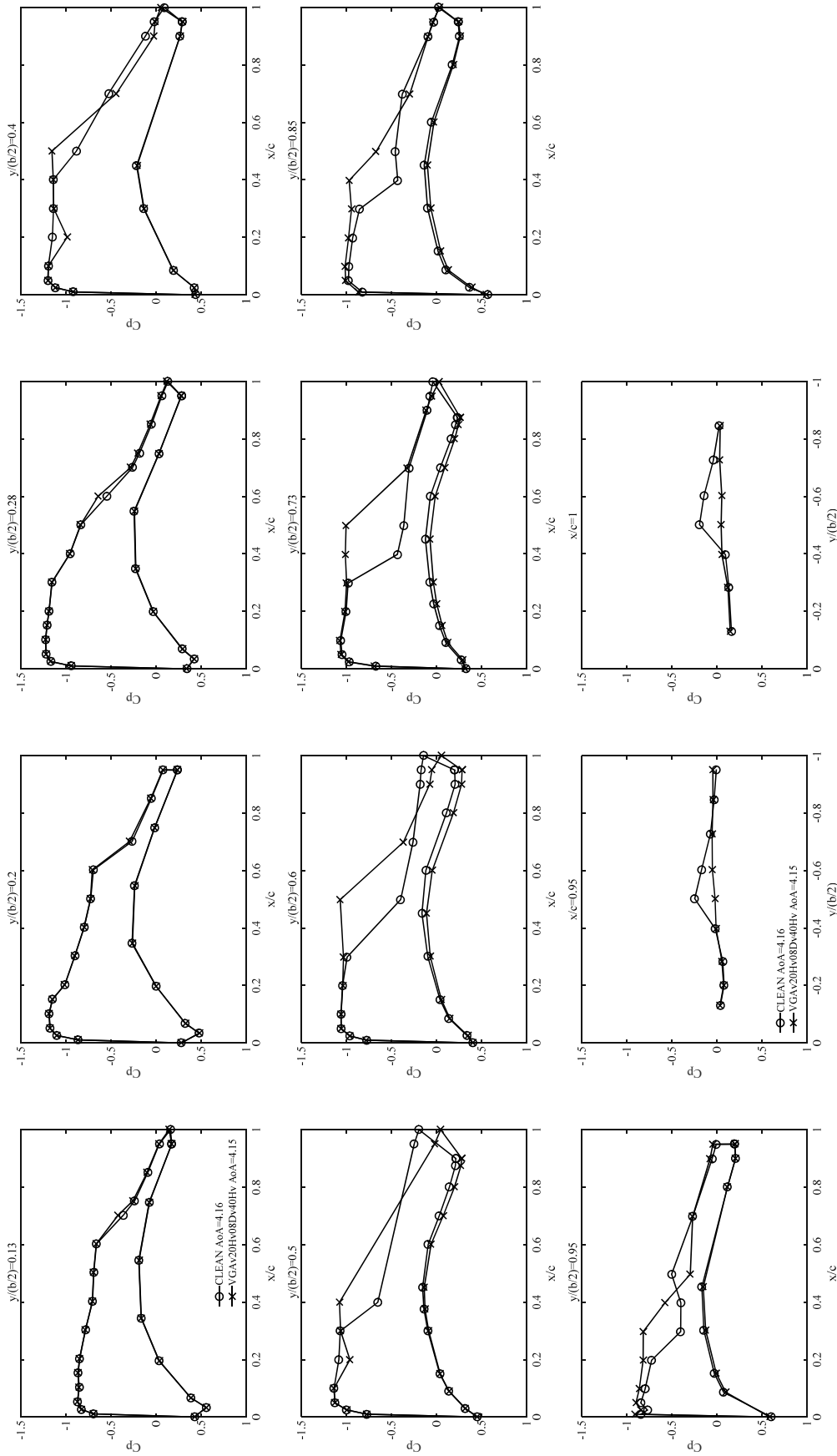


Fig. C-1-2 ナセルなし形態におけるVGなしとVG基本形態(VGA20HV08Dv40HV)の比較
(Mach数 : 0.85, 迎角 : 4.15 - 4.16 deg, 総圧 : 120 kPa)

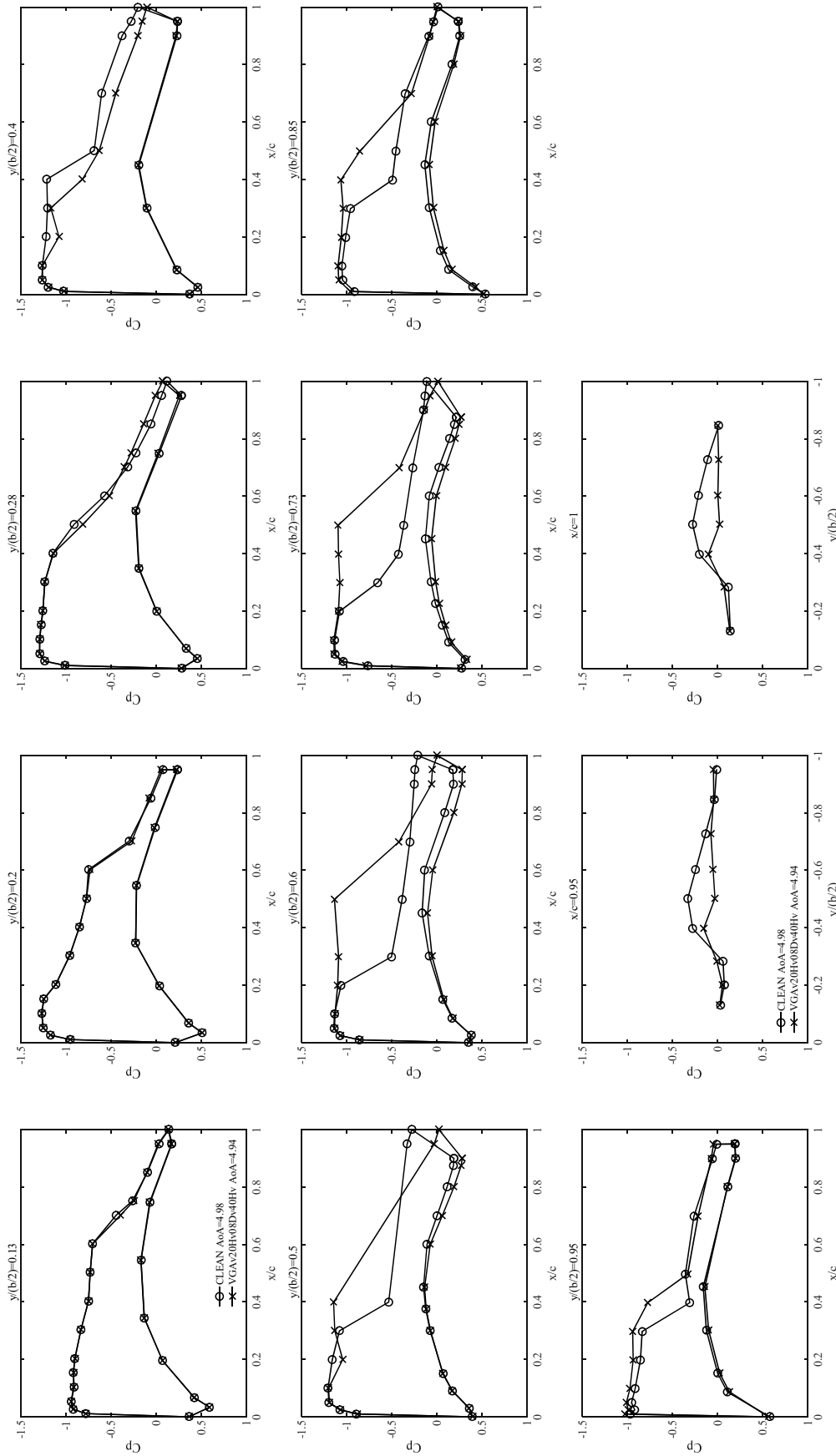


Fig. C-1-3 ナセルなし形態におけるVGなしとVG基本形態(VGAv20Hv08Dv40Hv)の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.94 - 4.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

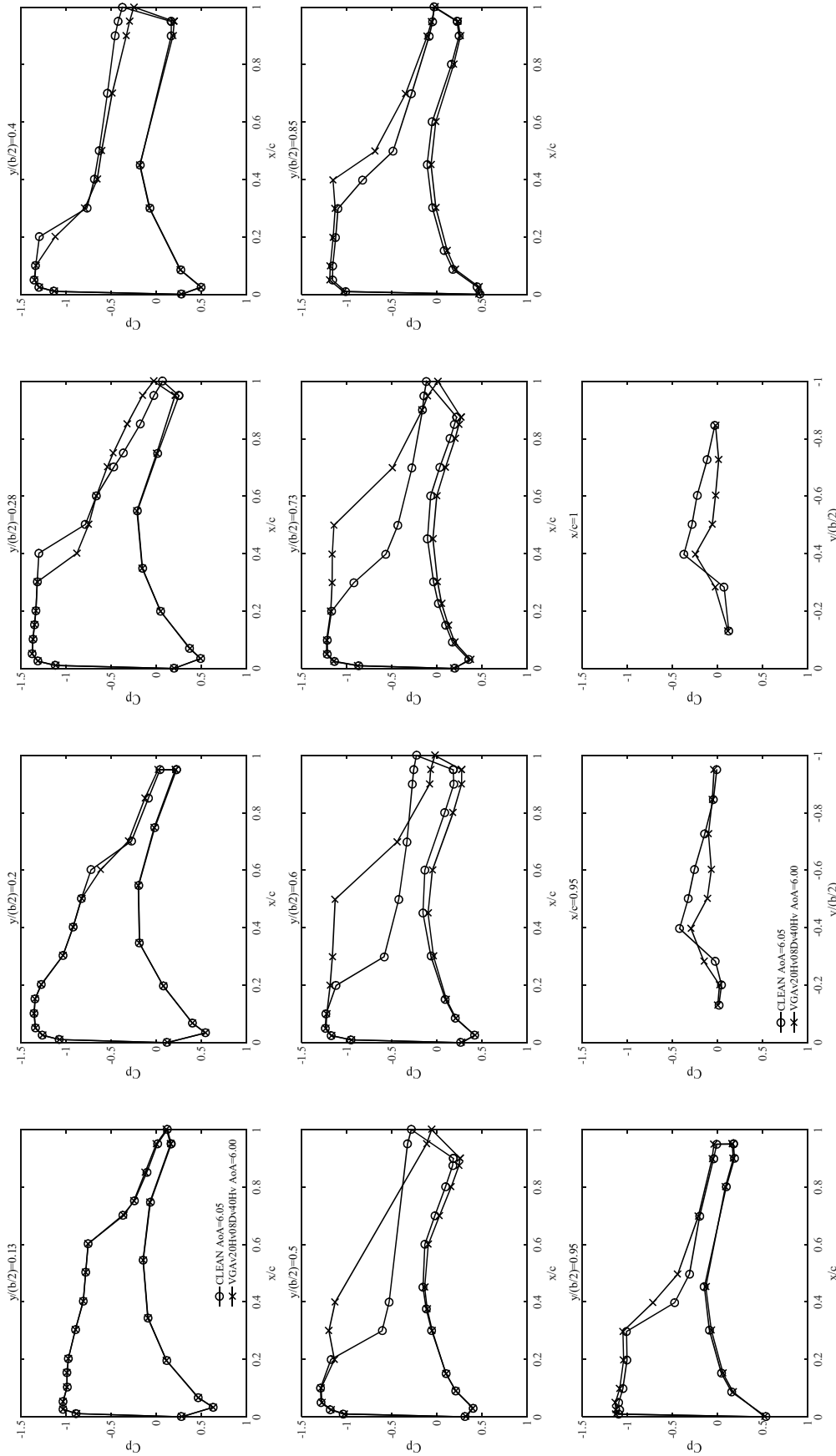


Fig. C-1-4 ナセルなし形態におけるVGなしとVG基本形態(VGA_v20H_v08D_v40H_v)の比較
(Mach数: 0.85, 迎角: 6.00 - 6.05 deg, 総圧: 120 kPa)

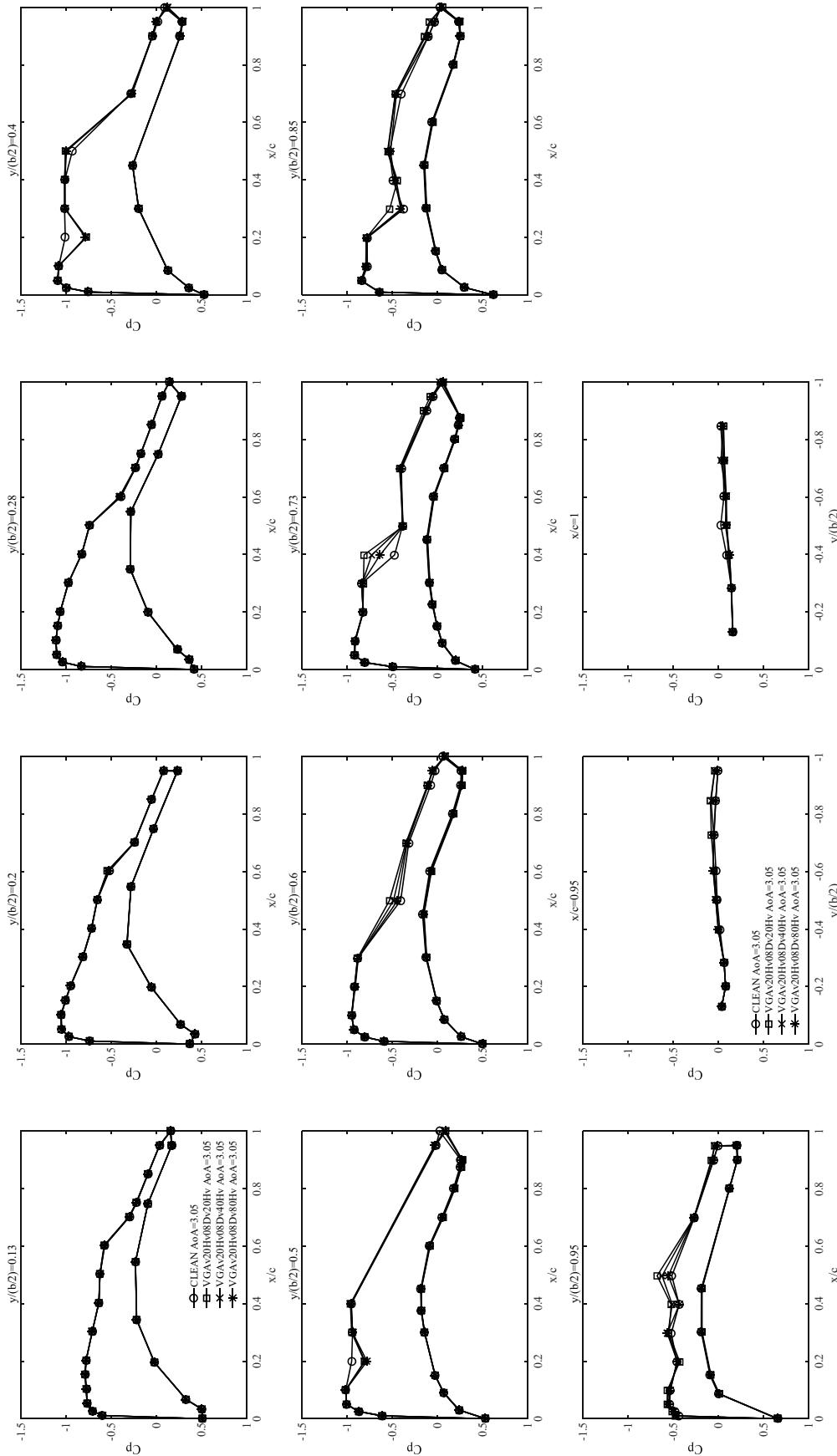


Fig. C-1-5 取り付け角 20deg における VG の間隔の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

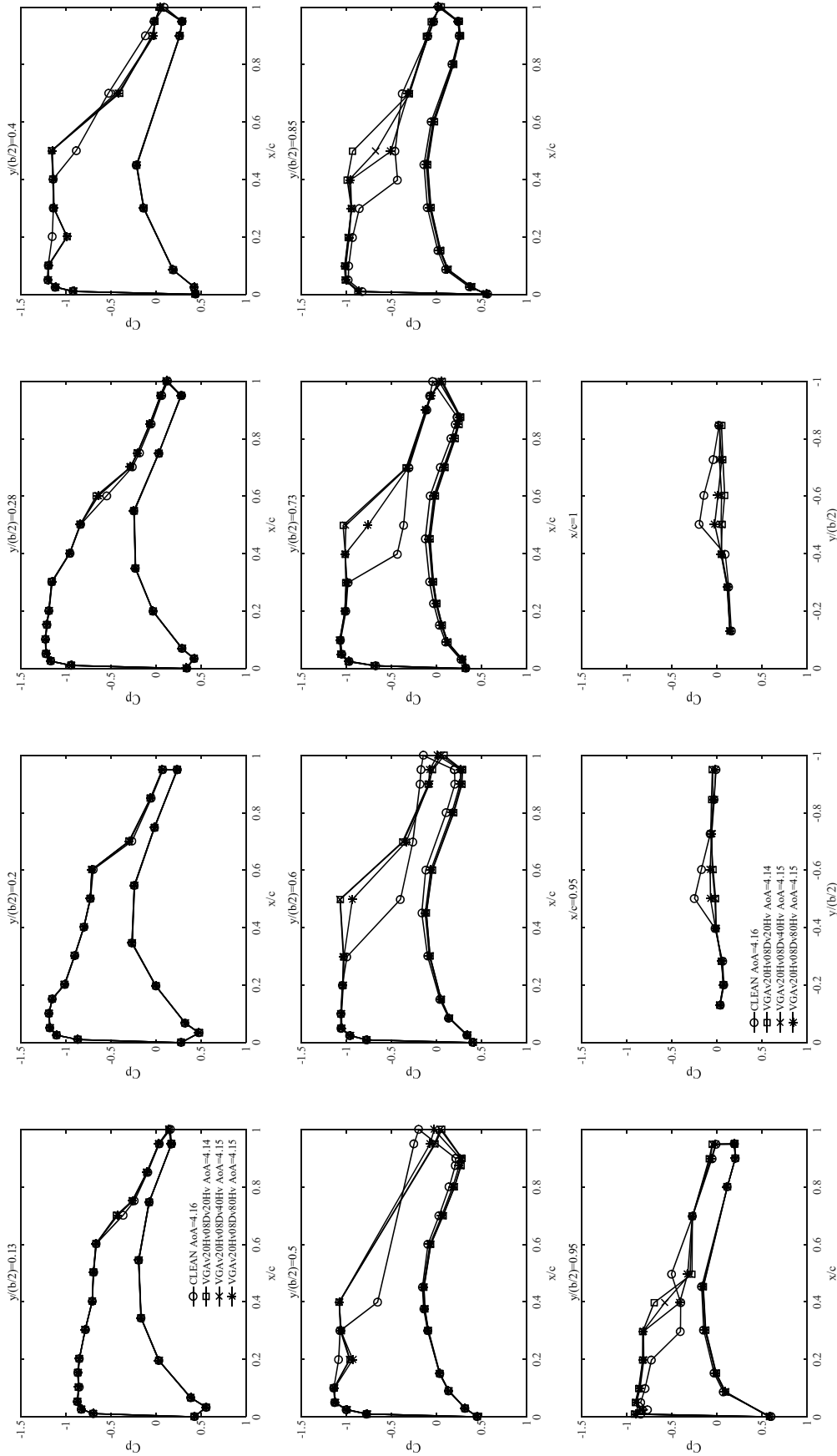


Fig. C-1-6 取り付け角 20deg における VG の間隔の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.14 - 4.16 deg, 総圧 : 120 kPa)

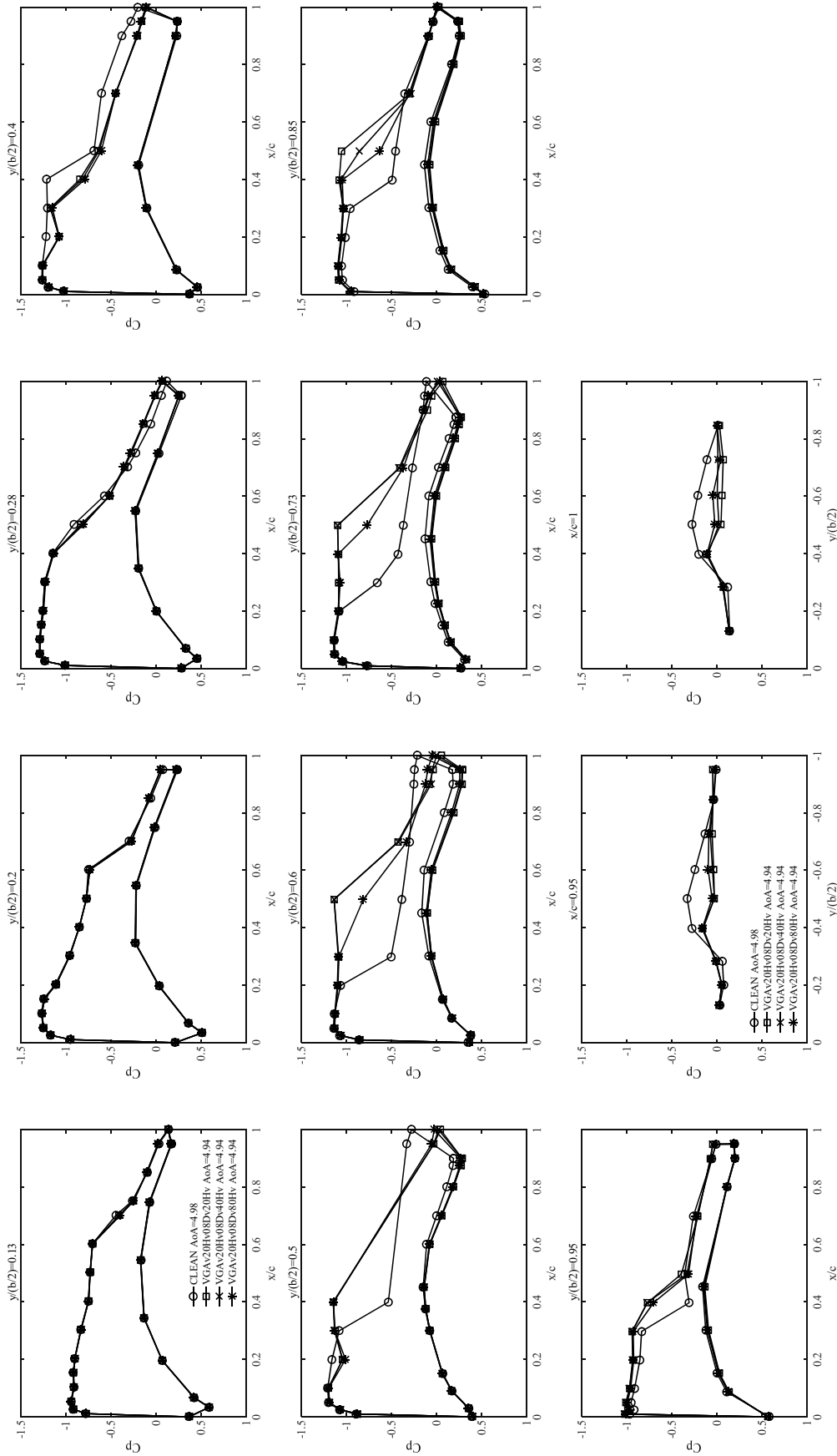


Fig. C-1-7 取り付け角 20deg における VG の間隔の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.94 - 4.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

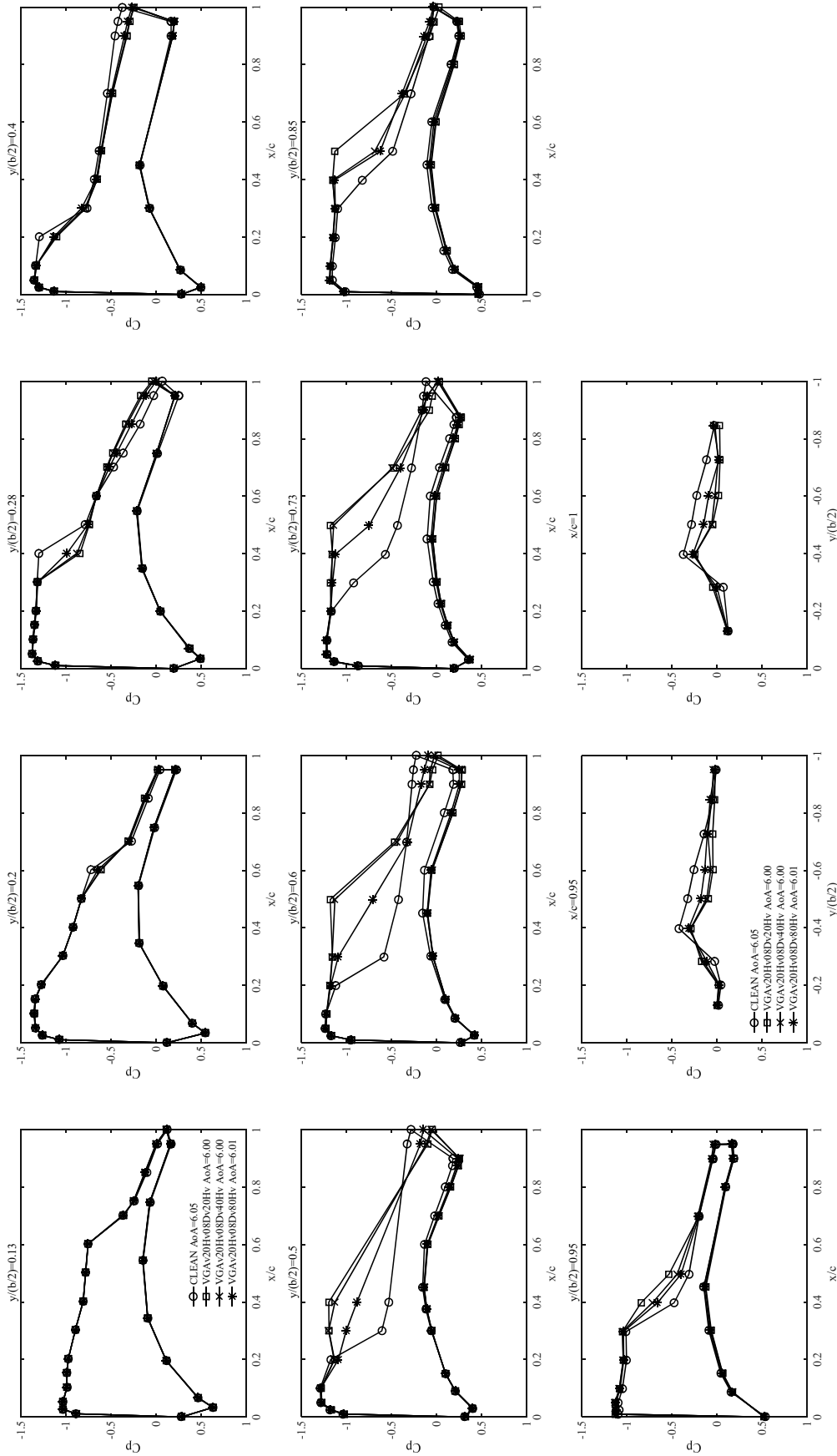


Fig. C-1-8 取り付け角 20deg における VG の間隔の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 6.00 - 6.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

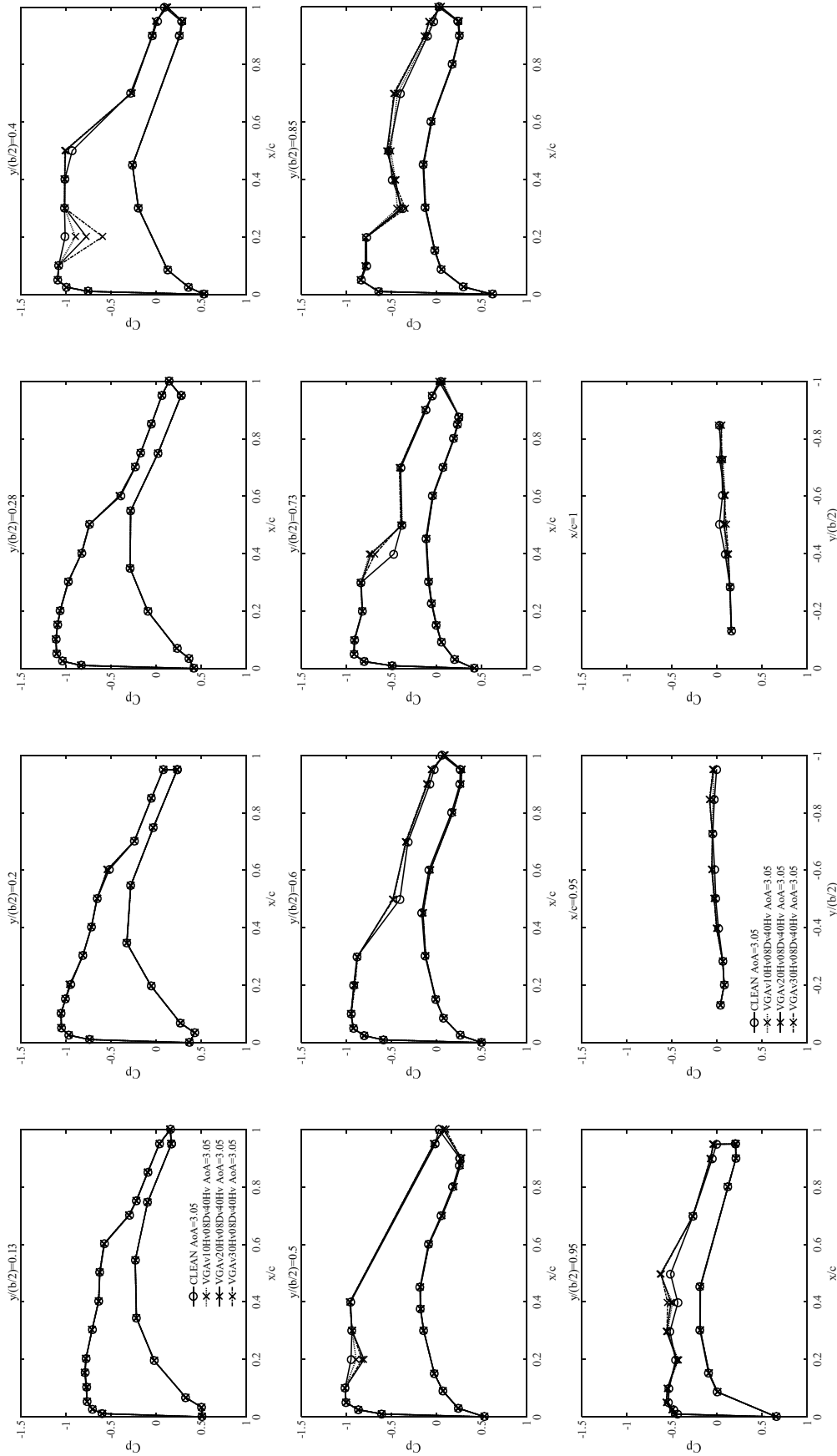


Fig. C-1-9 VG 間隔 40Hv における取り付け角度の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

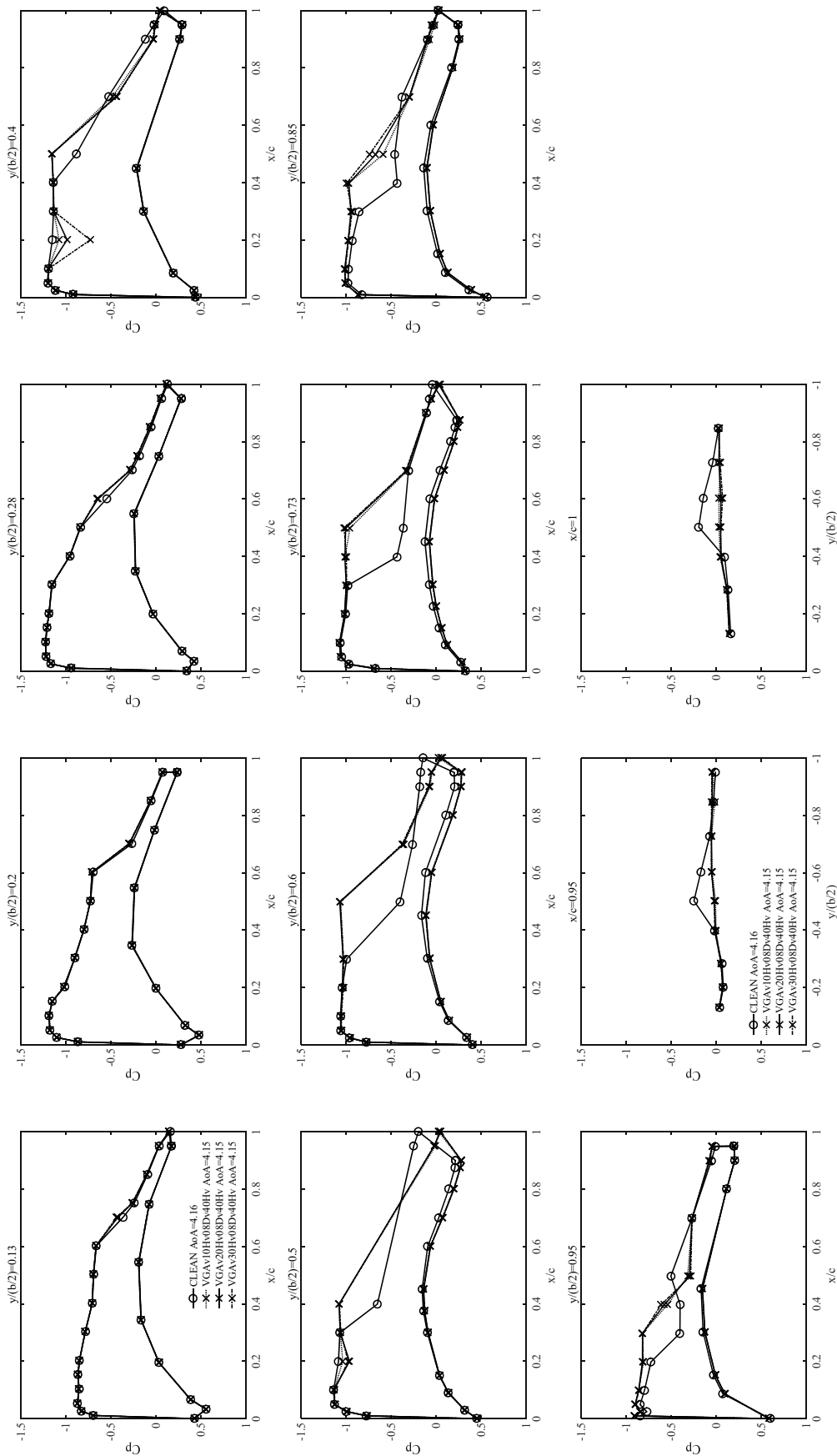


Fig. C-1-10 VG 間隔 40Hv における取り付け角度の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.15 - 4.16 deg, 総圧 : 120 kPa)

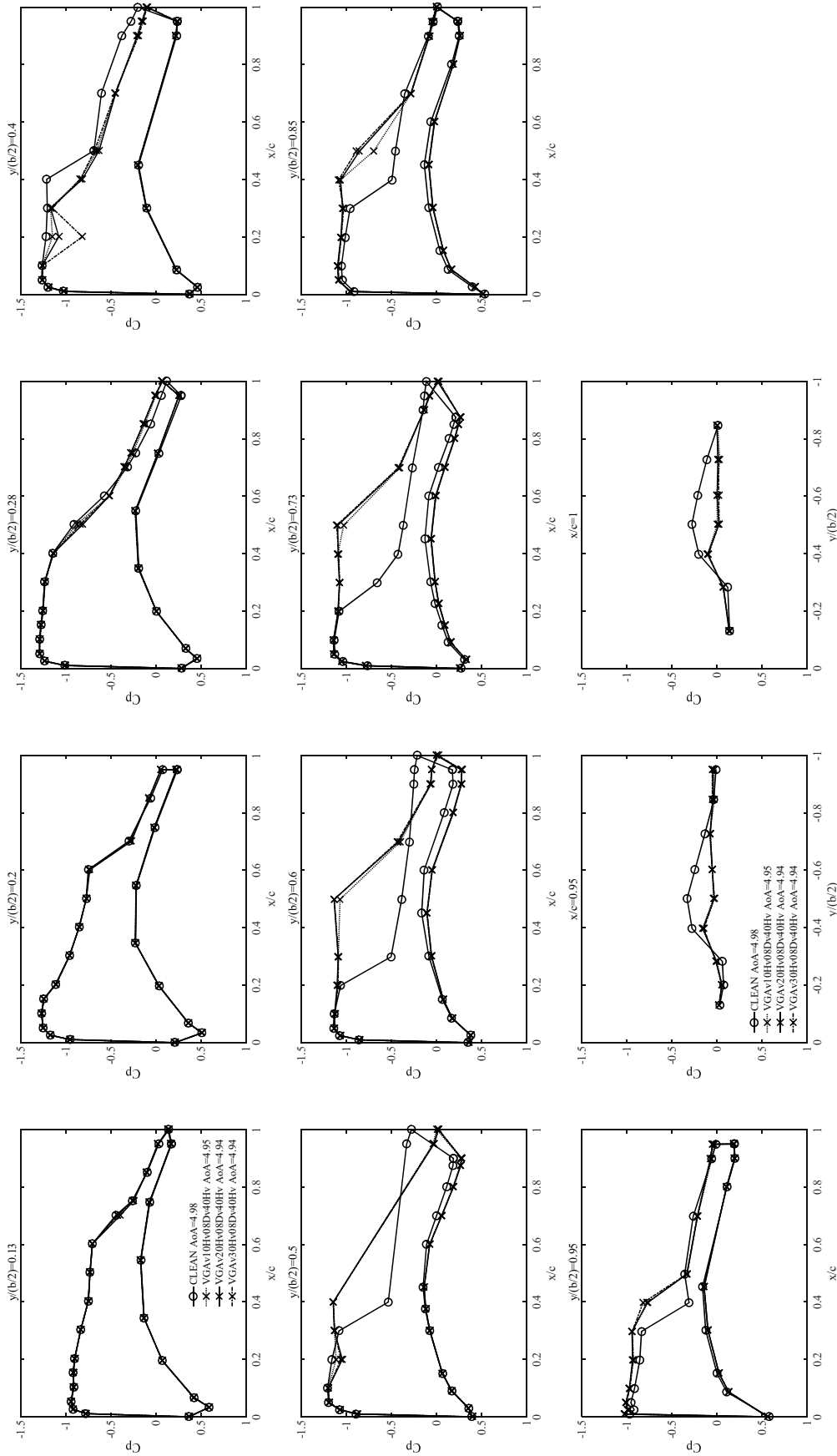


Fig. C-1-11 VG 間隔 40Hv における取り付け角度の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.94 - 4.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

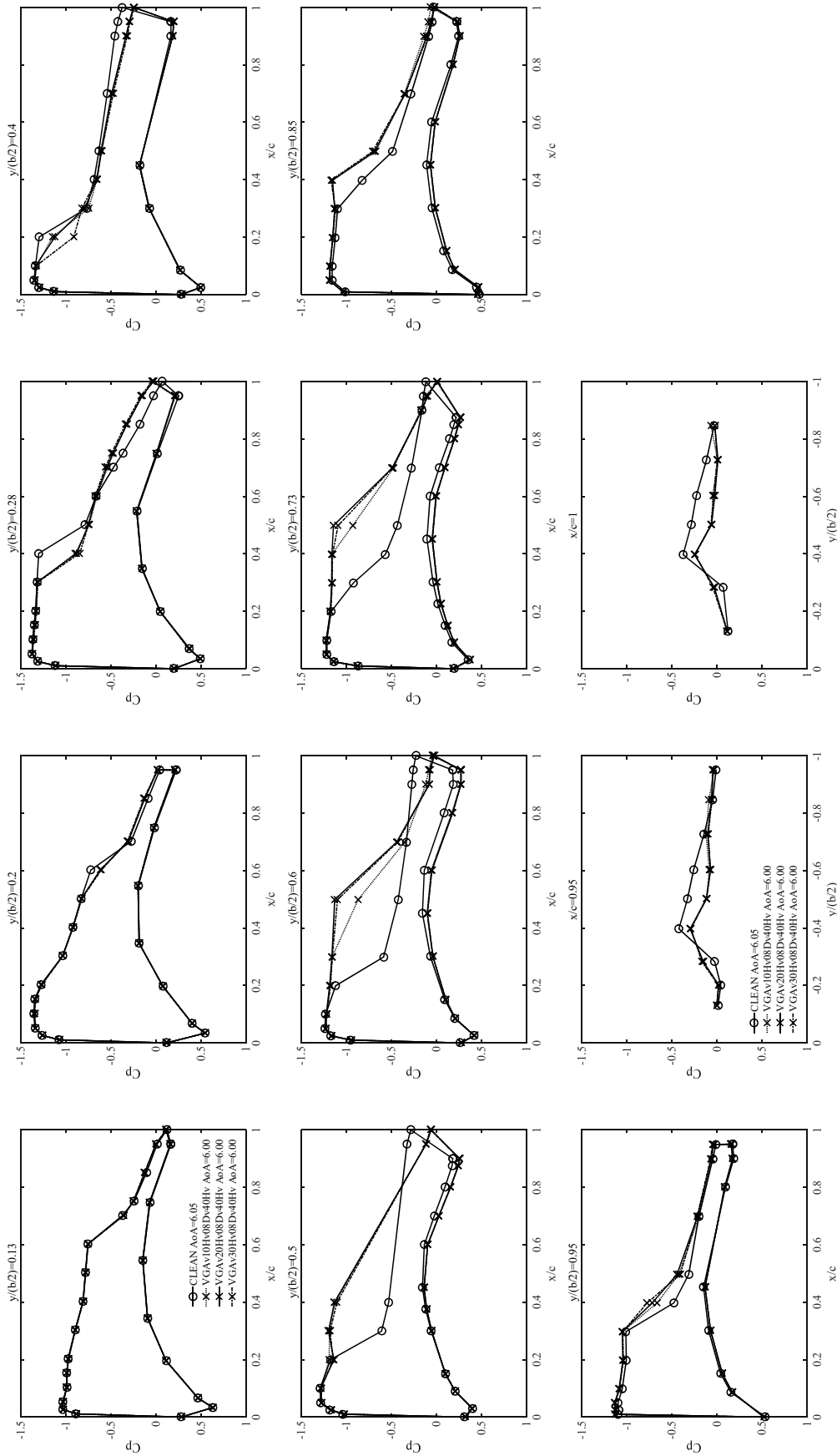


Fig. C-1-12 VG 間隔 40H_v における取り付け角度の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 6.00 - 6.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

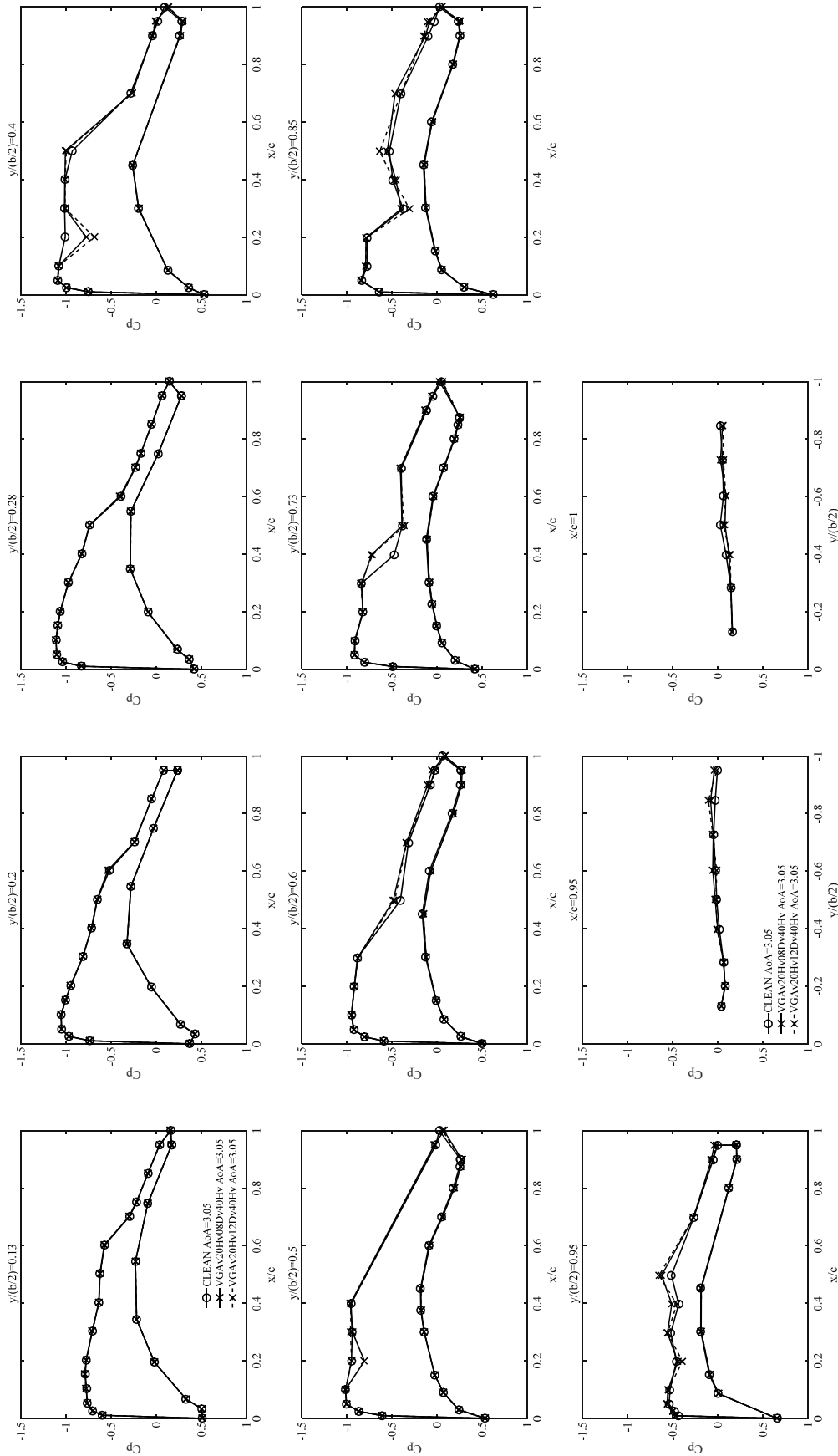


Fig. C-1-13 VG 間隔 40Hv における VG 高さの影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

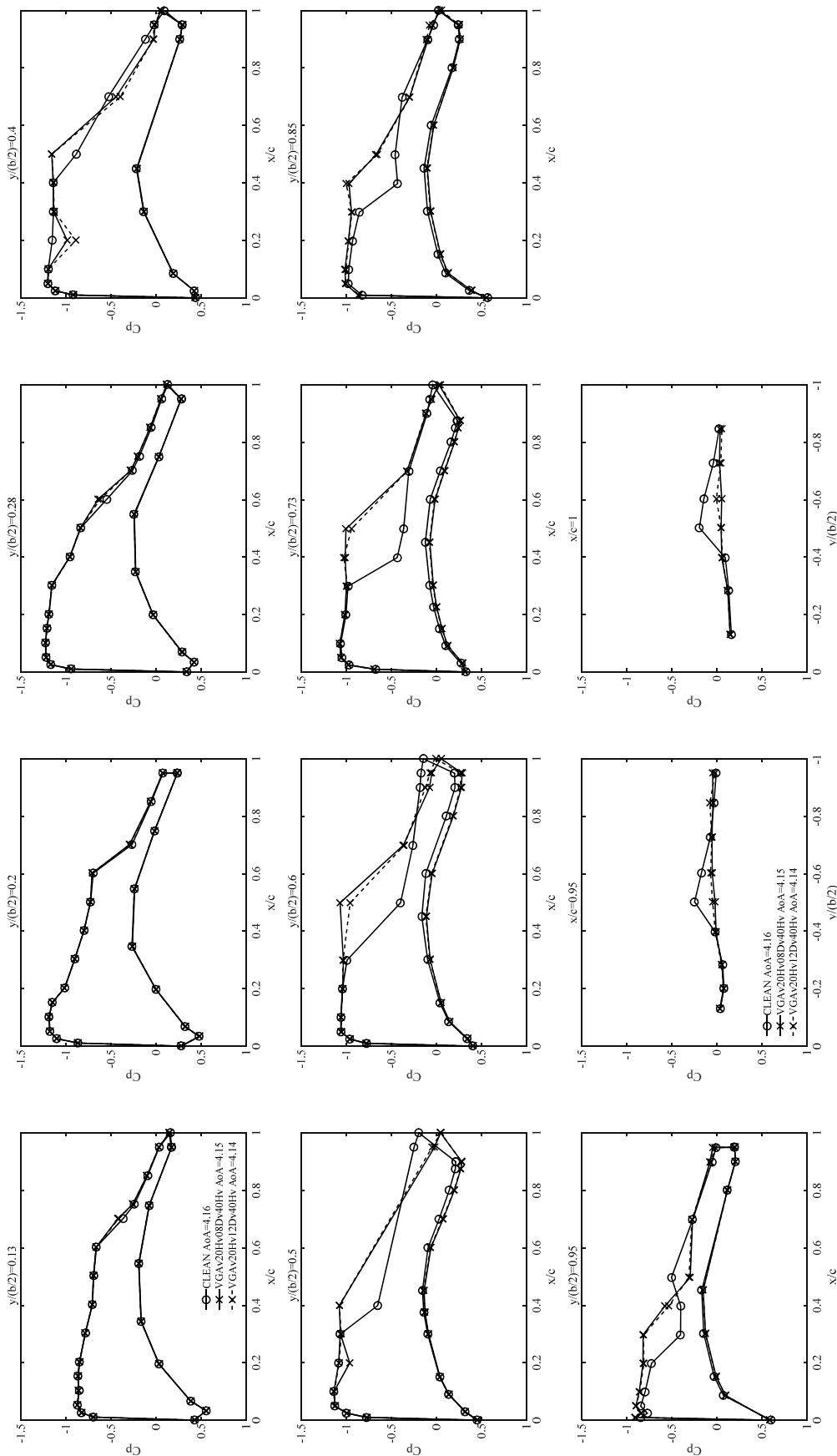


Fig. C-1-14 VG 間隔 40Hv における VG 高さの影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.14 - 4.16 deg, 総圧 : 120 kPa)

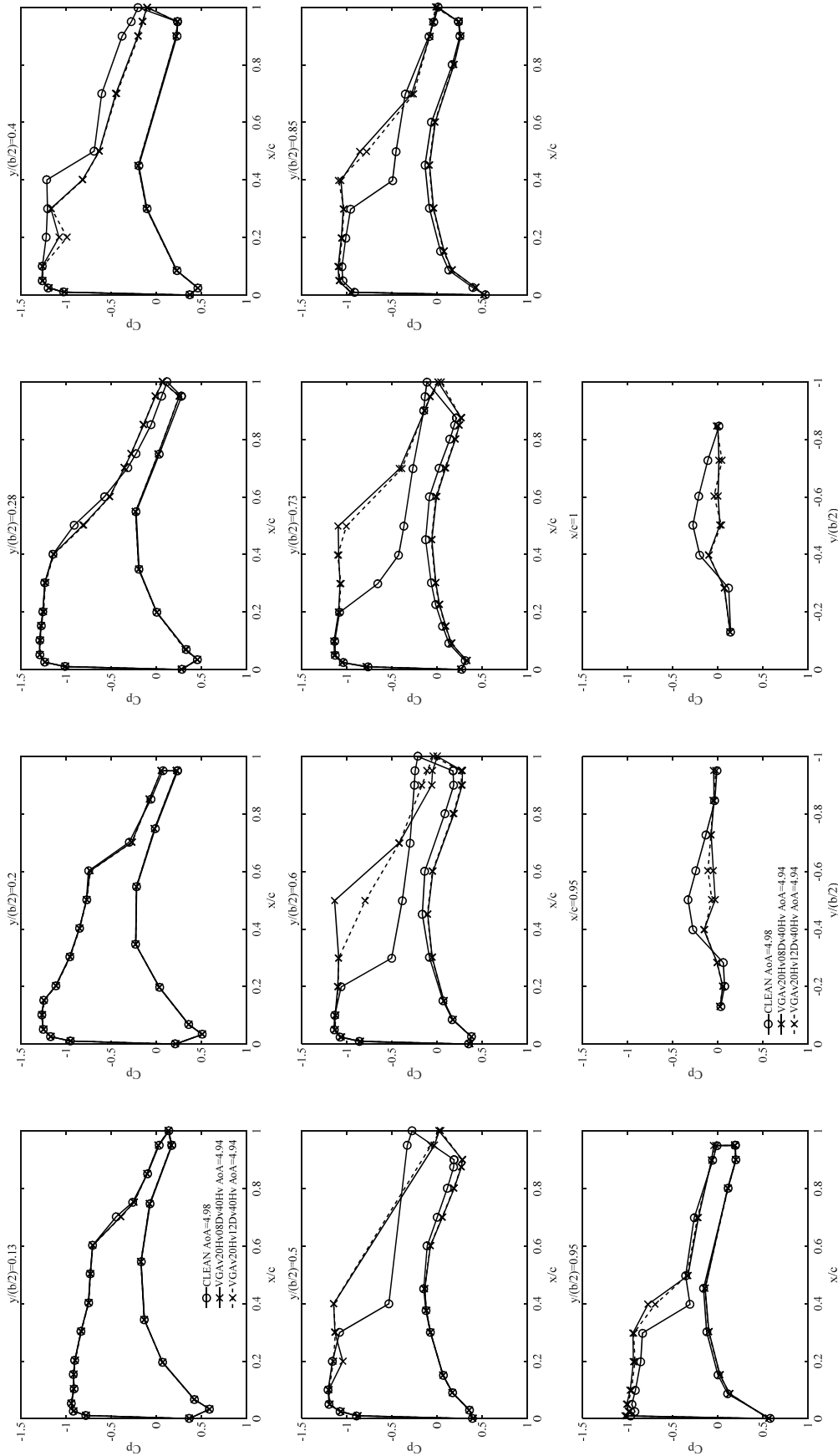


Fig. C-1-15 VG 間隔 40Hv における VG 高さの影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.94 - 4.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

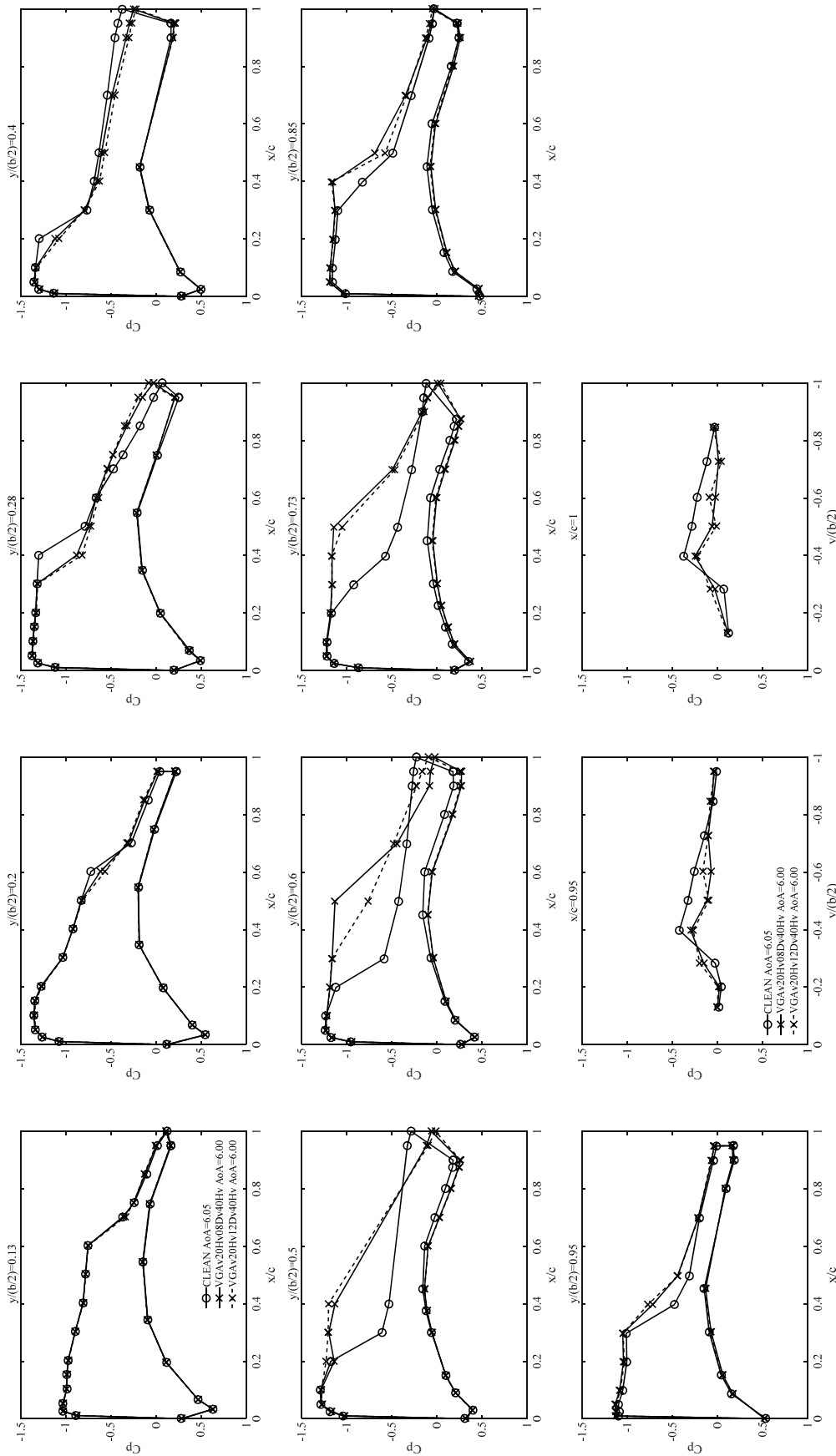


Fig. C-1-16 VG 間隔 40Hv における VG 高さの影響
 (Mach 数 : 0.85, 迎角 : 6.00 - 6.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

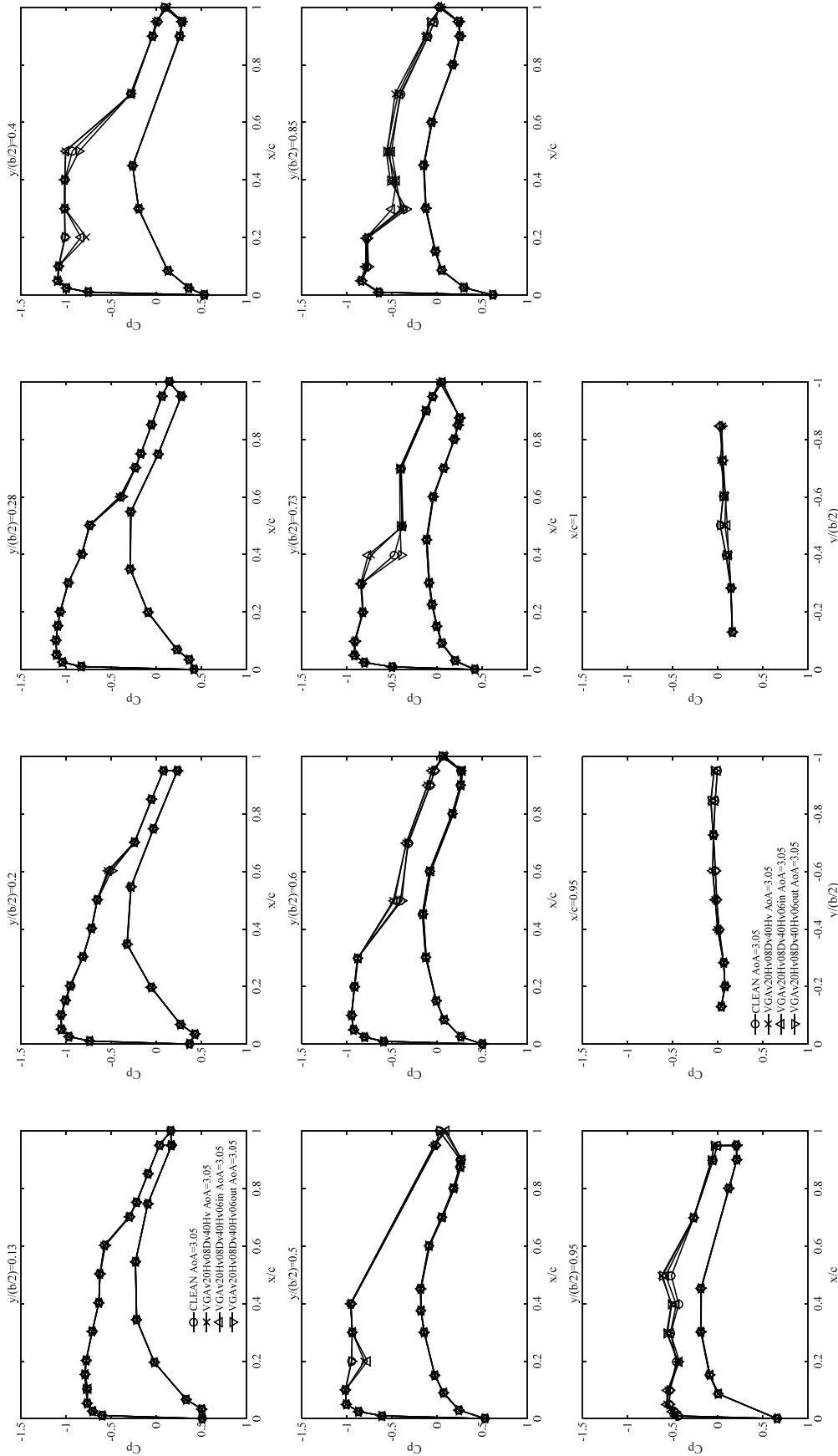


Fig. C-1-17 VG 間隔 40Hv における VG スパン方向位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

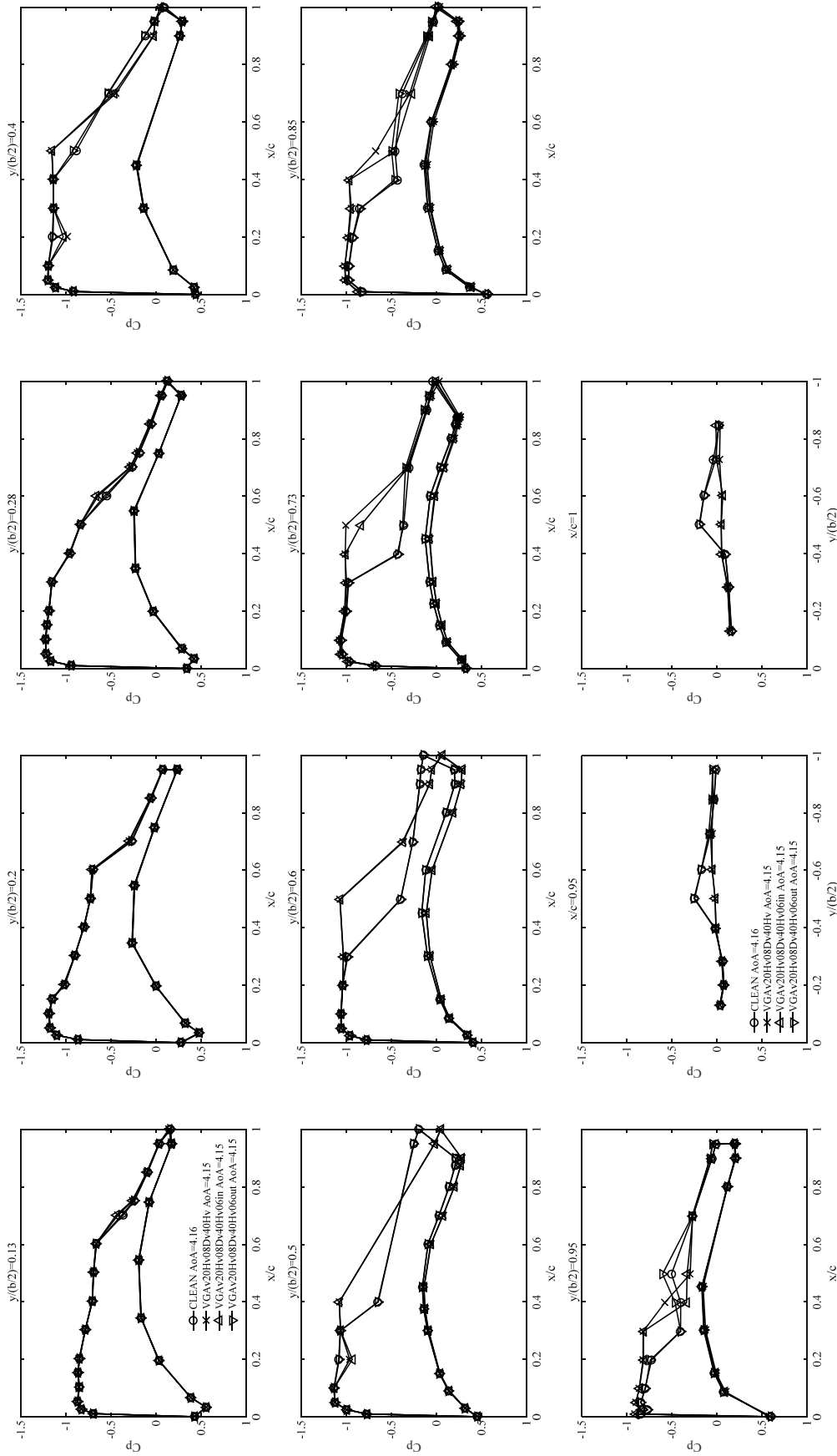


Fig. C-1-18 VG 間隔 40Hv における VG スパン方向位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.15 - 4.16 deg, 総圧 : 120 kPa)

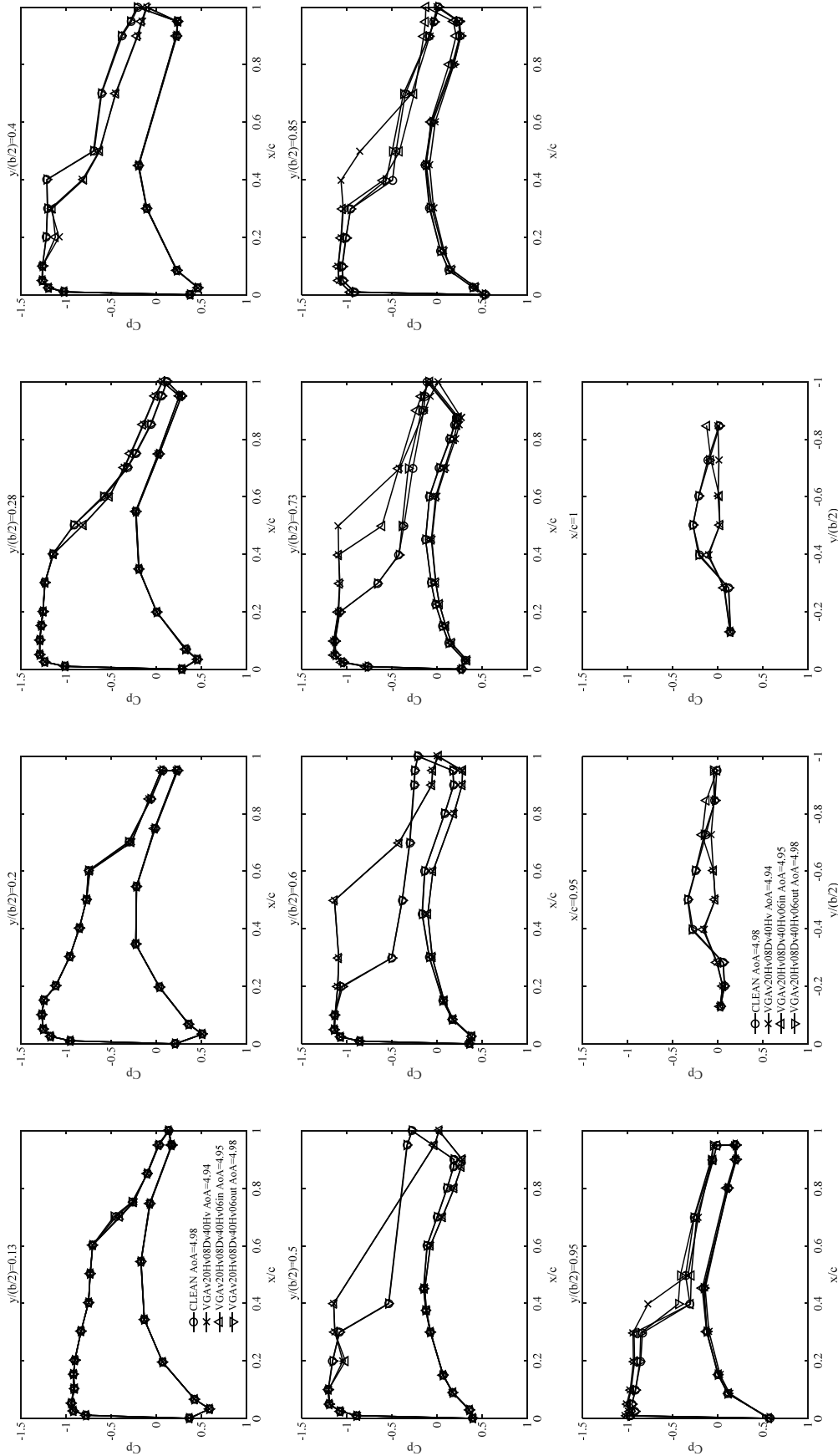


Fig. C-1-19 VG 間隔 40Hv における VG スパン方向位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.94 - 4.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

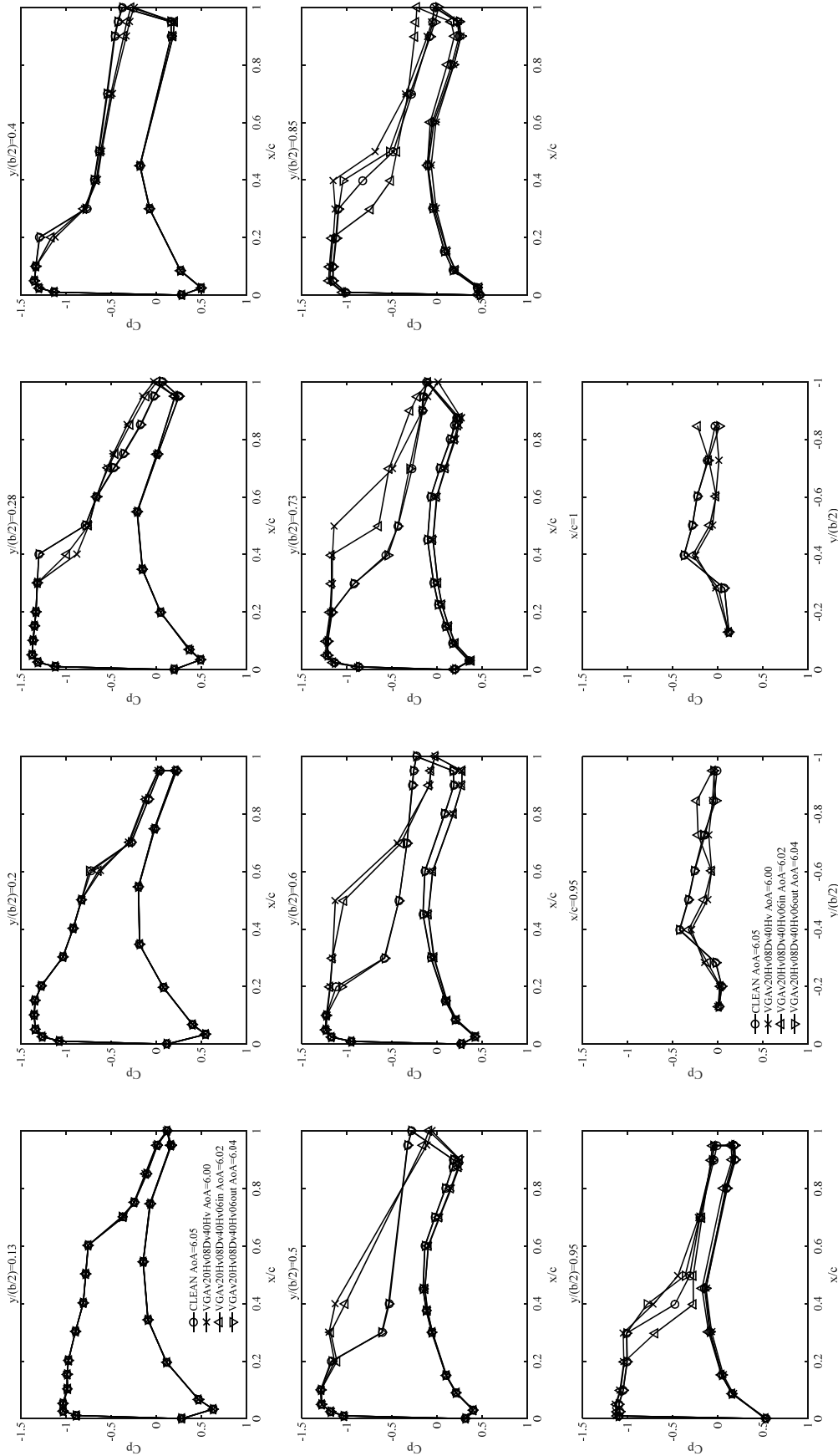


Fig. C-1-20 VG 間隔 40Hv における VG スパン方向位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 6.00 - 6.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

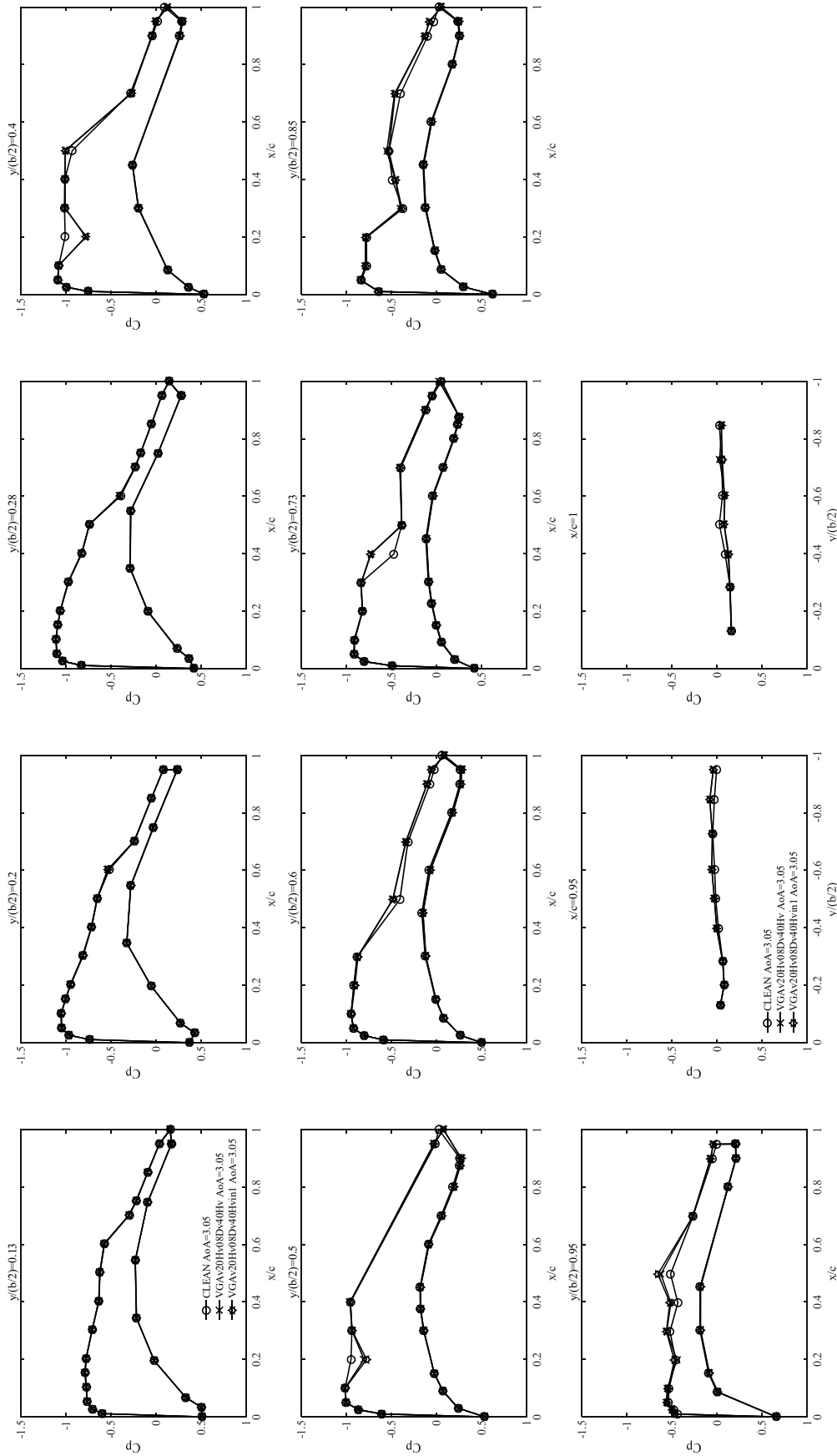


Fig. C-1-21 VG 間隔 40Hv における最内舷 VG の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

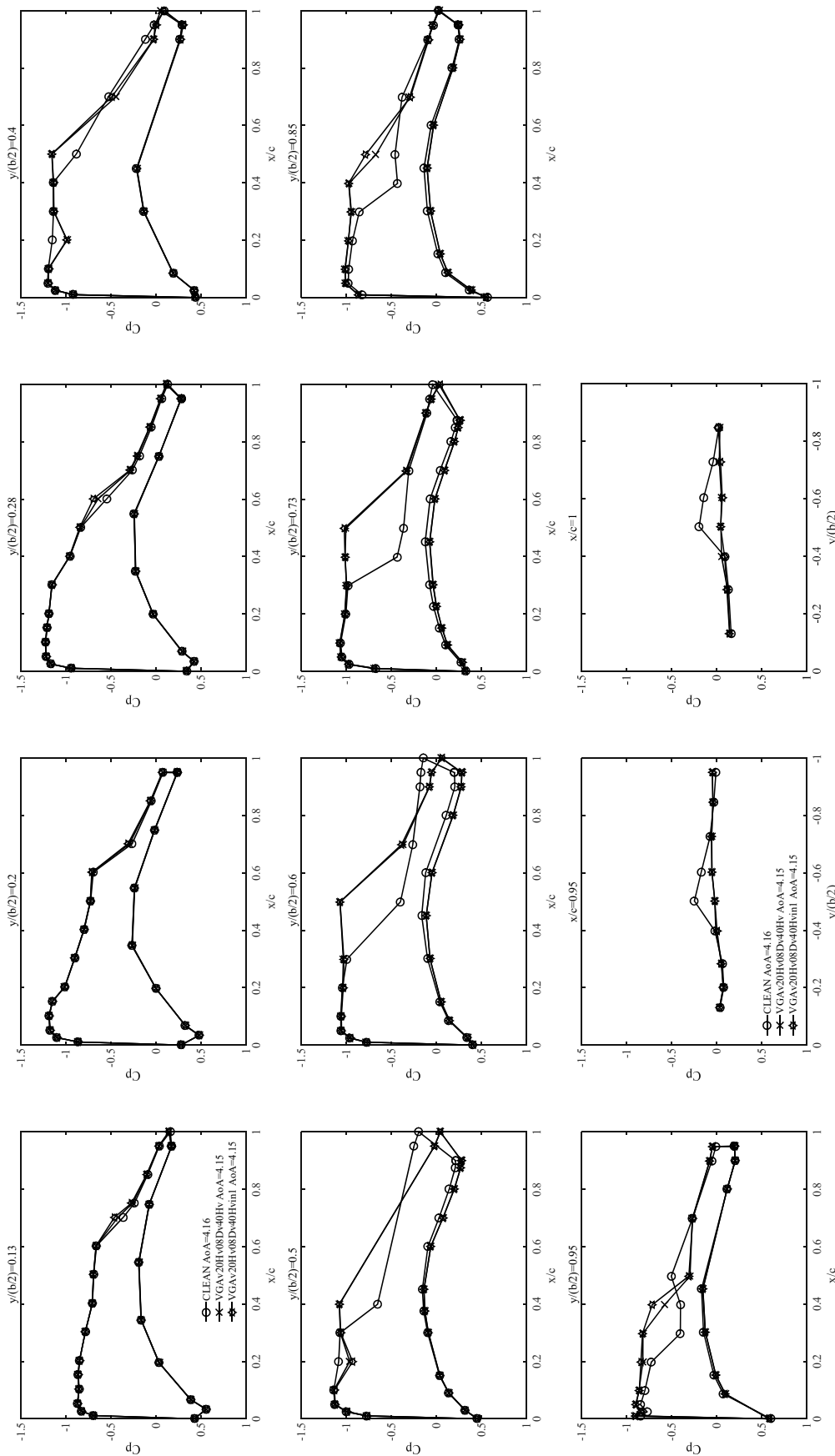


Fig. C-1-22 VG 間隔 40Hv における最内舷 VG の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.15 - 4.16 deg, 総圧 : 120 kPa)

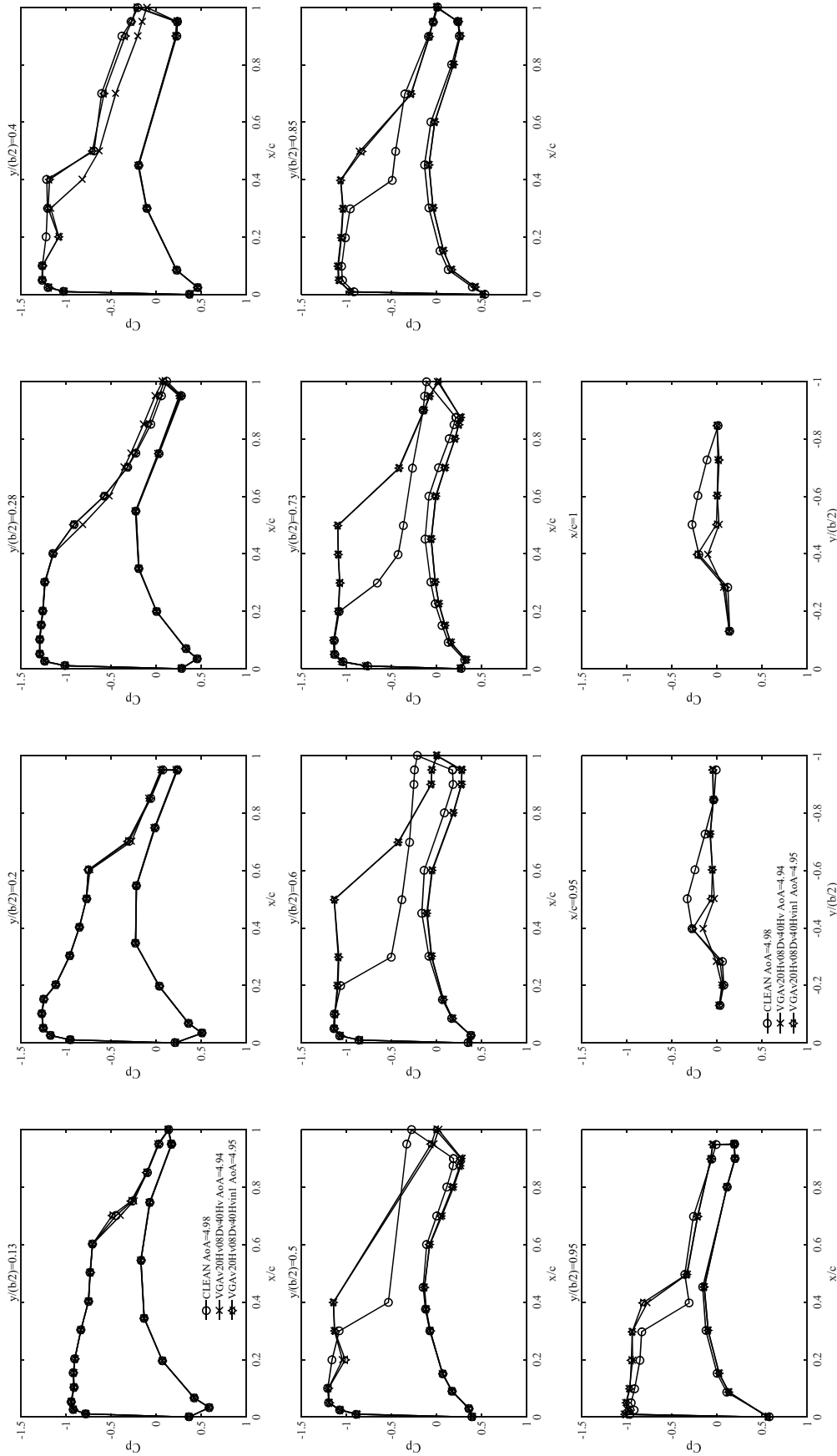


Fig. C-1-23 VG 間隔 40Hv における最内舷 VG の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.94 - 4.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

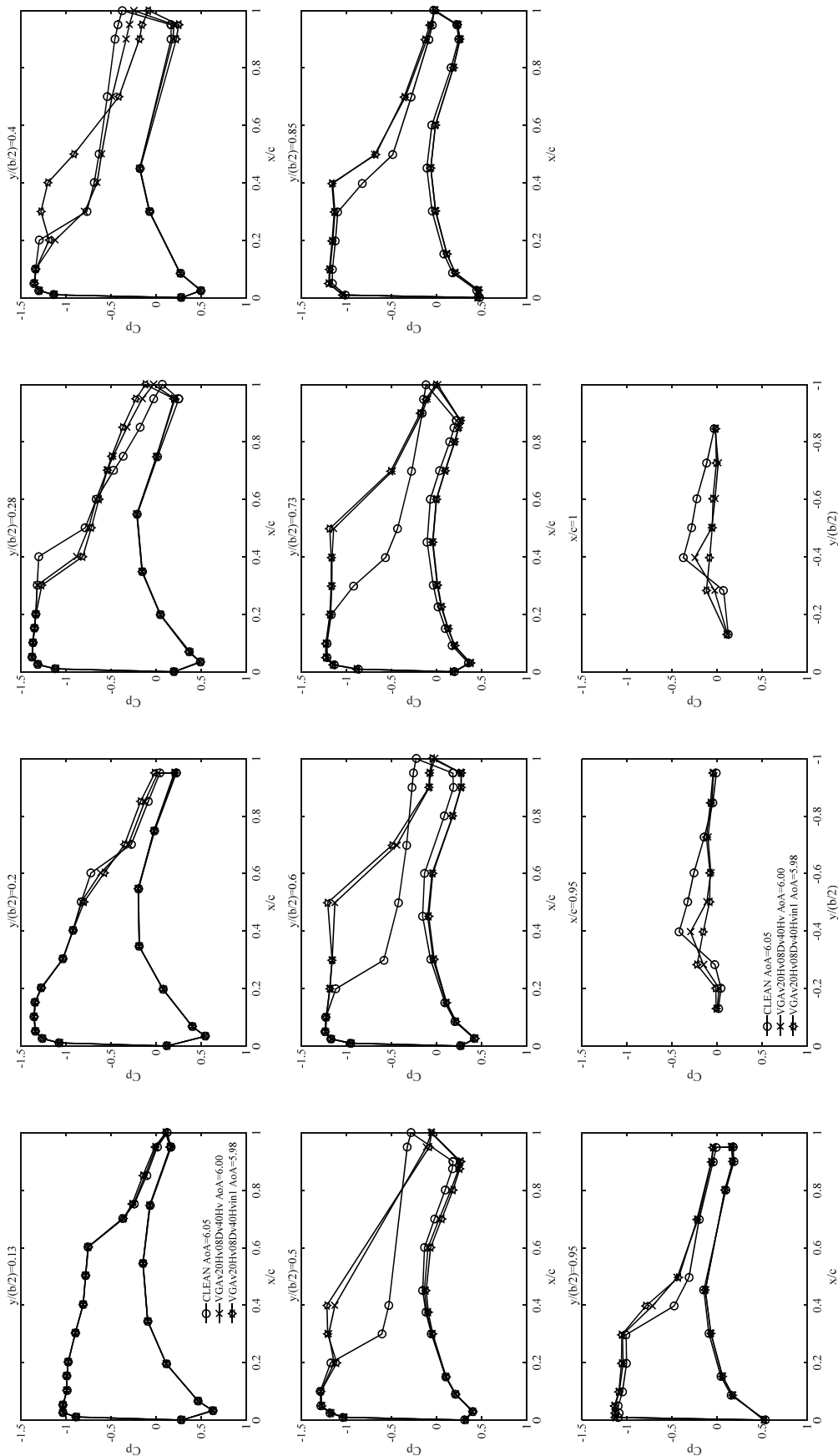


Fig. C-1-24 VG 間隔 40Hv における最内舷 VG の影響
 (Mach 数 : 0.85, 迎角 : 5.98 - 6.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

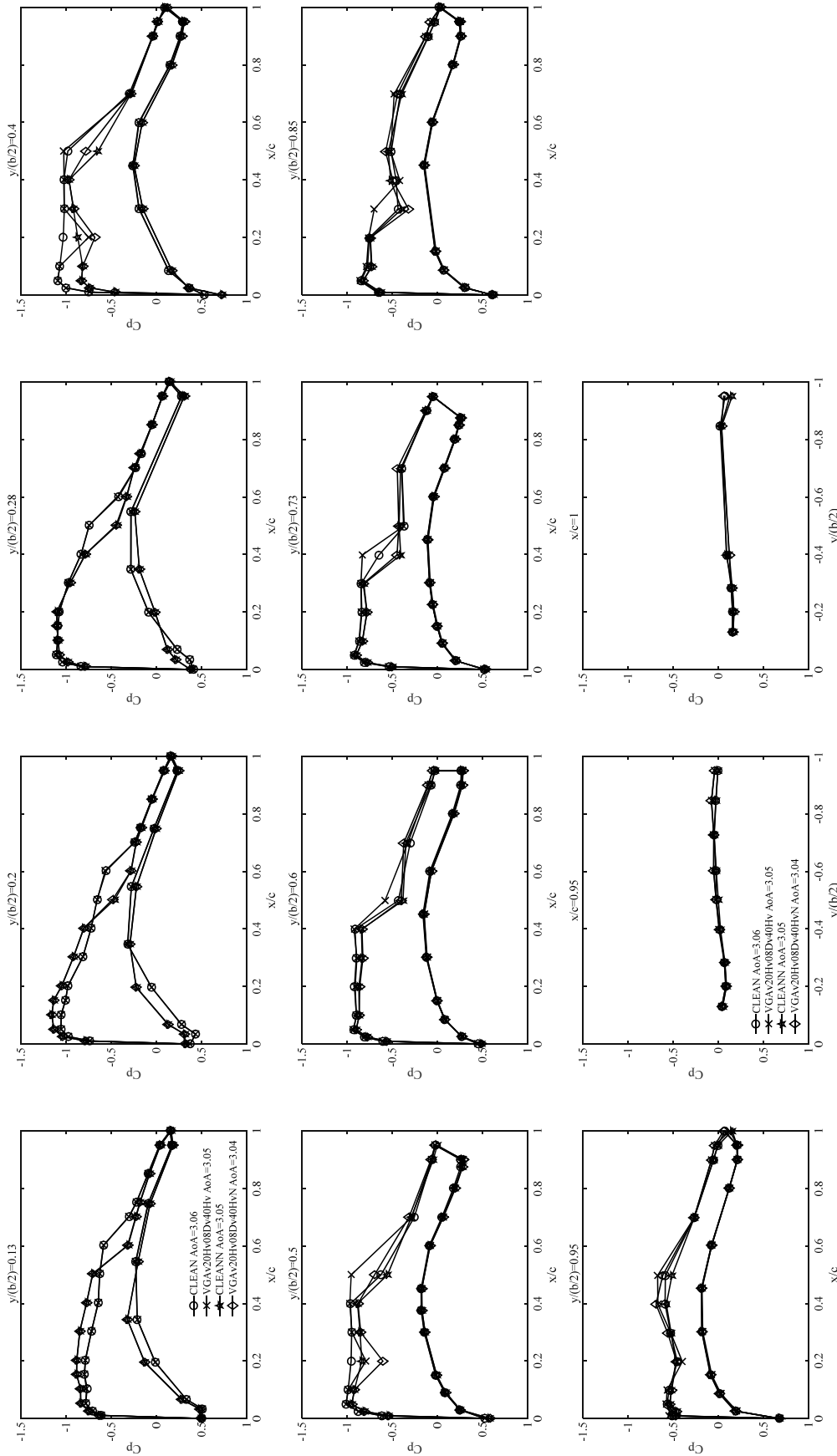


Fig. C-1-25 ナセルありとナセルなしにおけるVGなしとVG基本形態(VGAv20Hv08Dv40HvN)の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.04 - 3.06 deg, 総圧 : 120 kPa)

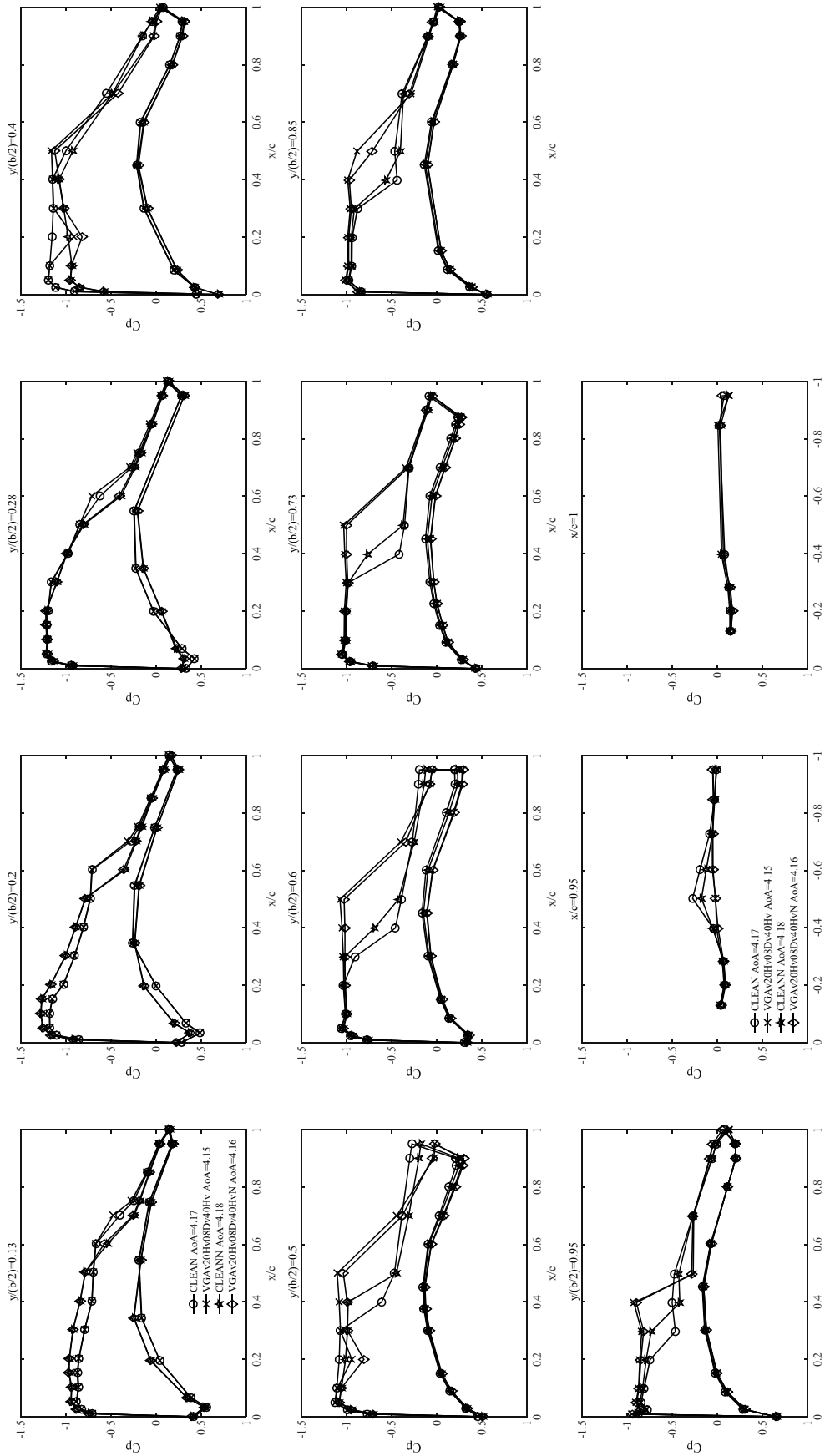


Fig. C-1-26 ナセルありとナセルなしにおけるVG基本形態(VGAV20HV08Dv40HVN)の比較

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.15 - 4.18 deg, 総圧 : 120 kPa)

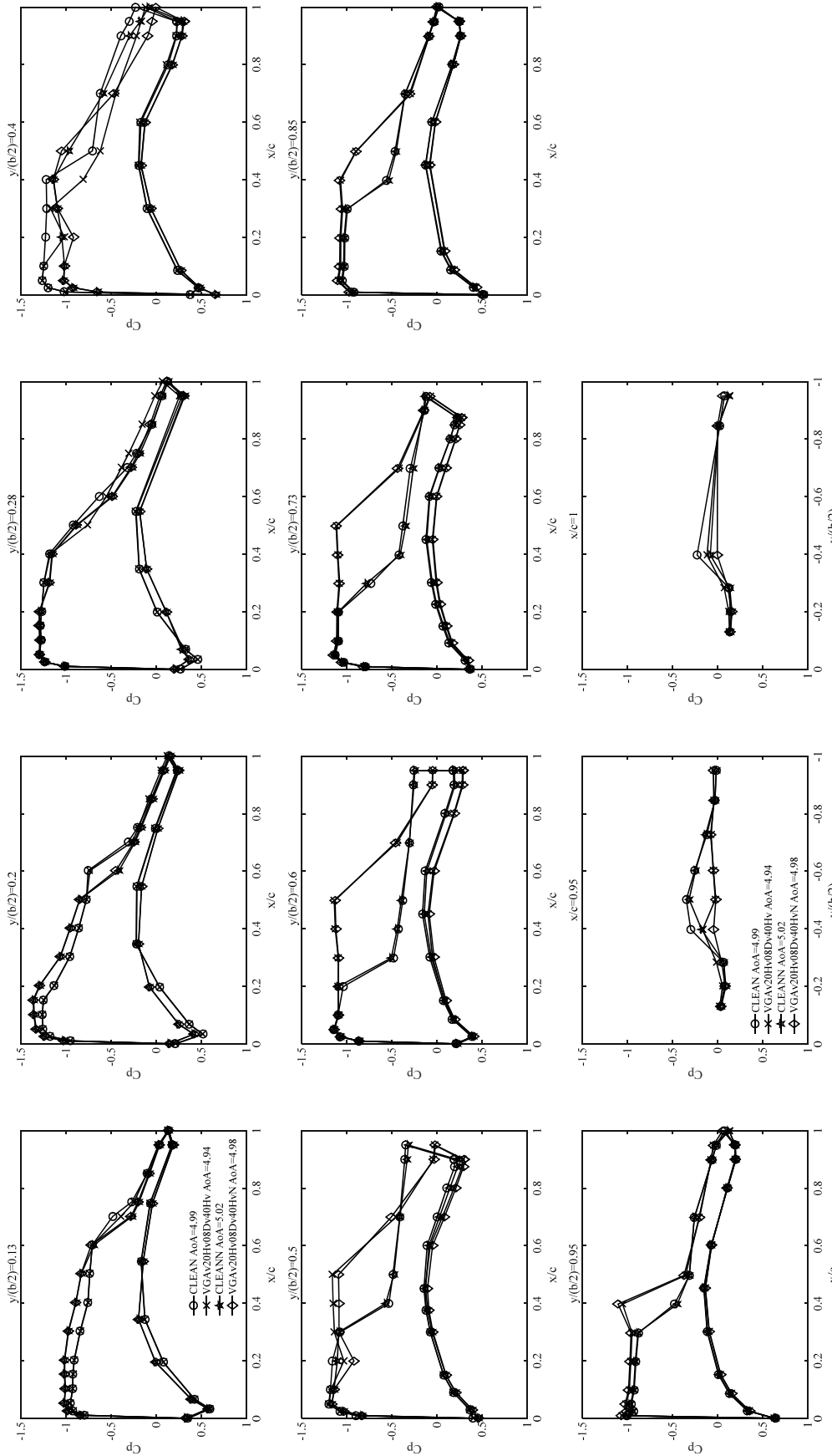


Fig. C-1-27 ナセルありとナセルなしにおけるVGなしとVG基本形態(VGAv20Hv08Dv40HvN)の比較

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.94 - 5.02 deg, 総圧 : 120 kPa)

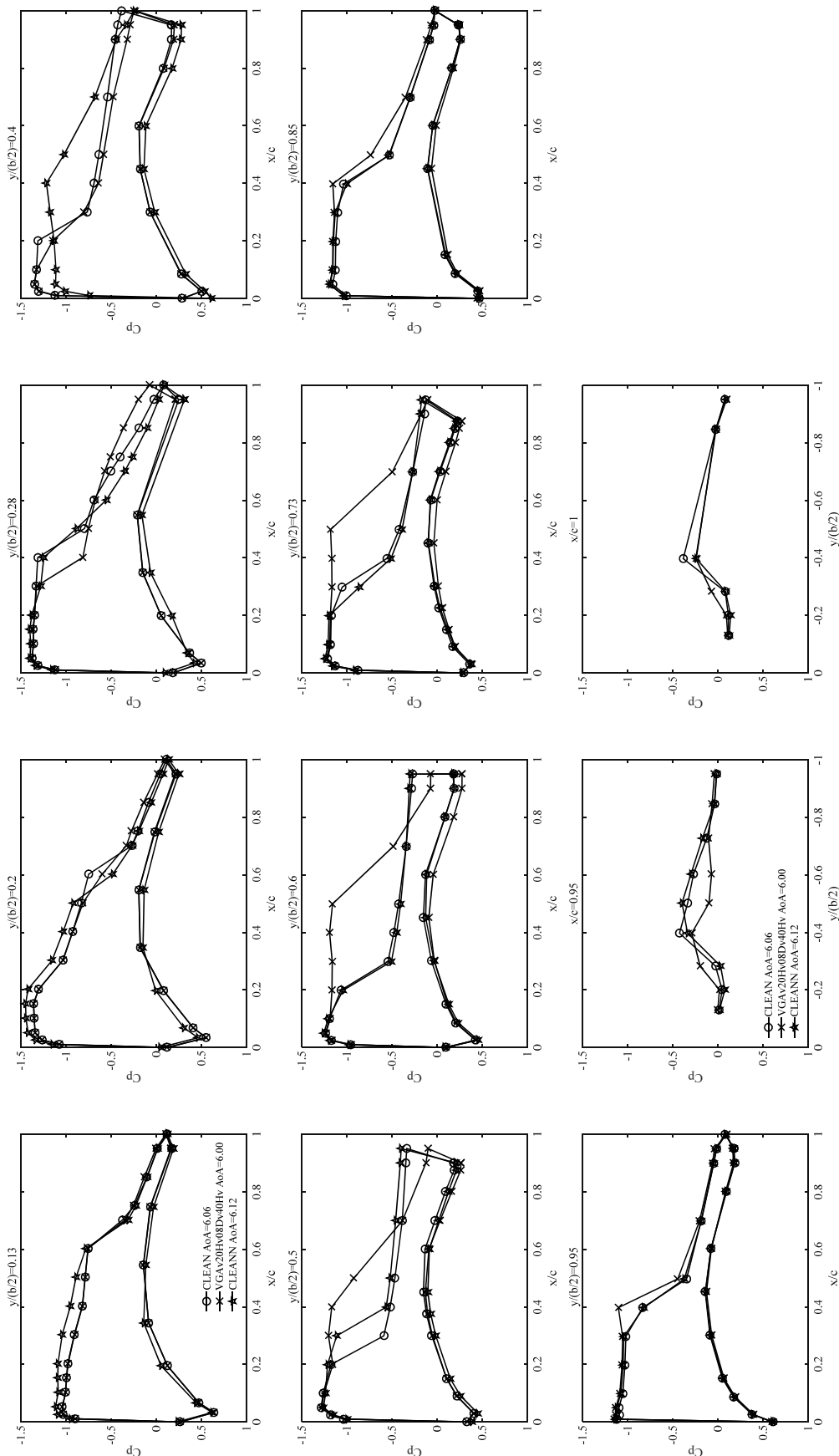


Fig. C-1-28 ナセルありとナセルなしにおけるVGなしとVG基本形態(VGAV20HV08DV40HV)の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 6.00 - 6.12 deg, 総圧 : 120 kPa)

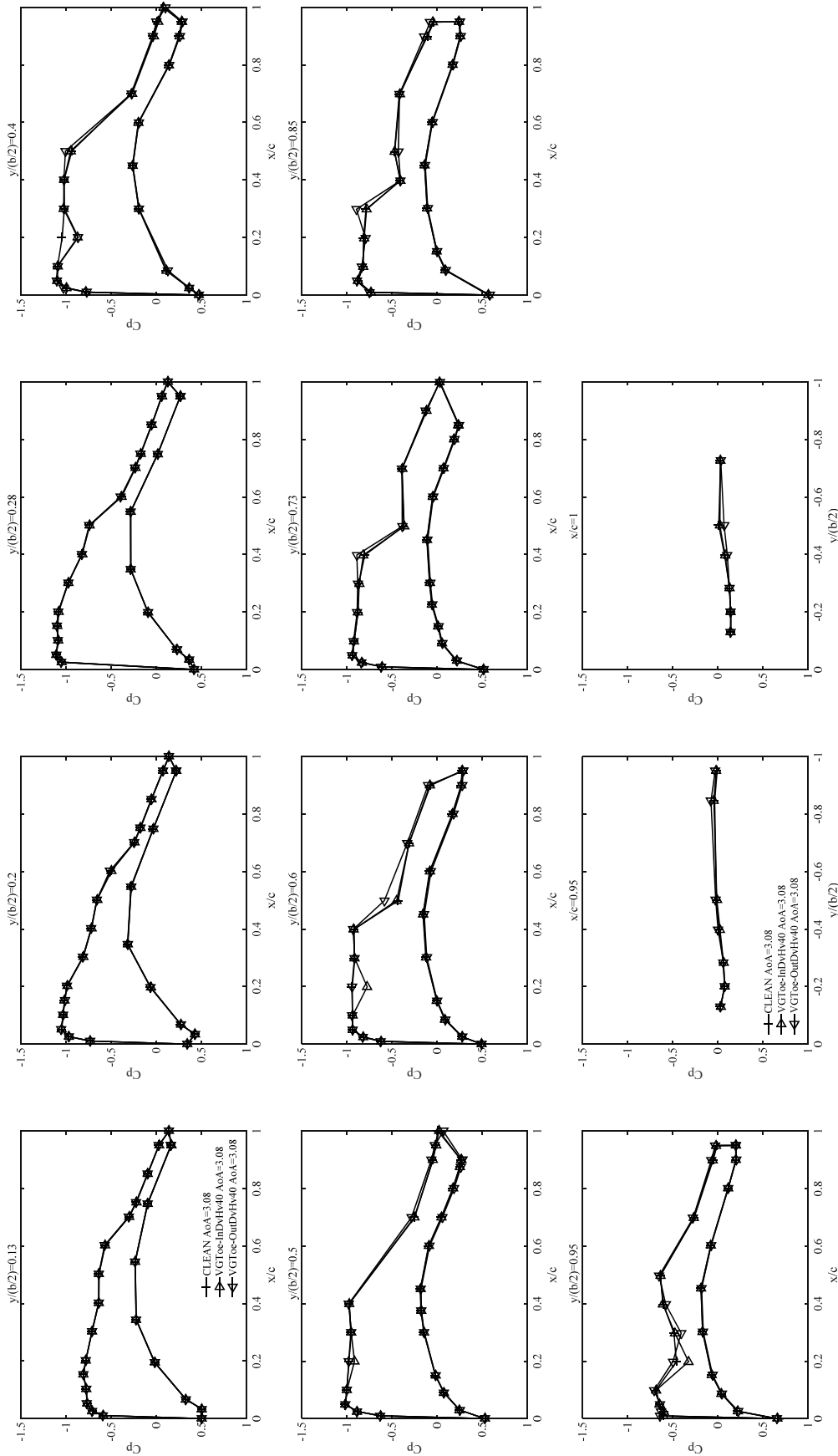


Fig. C-1-29 VGの向き Toe-Out と Toe-In の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08 deg, 総圧 80 kPa)

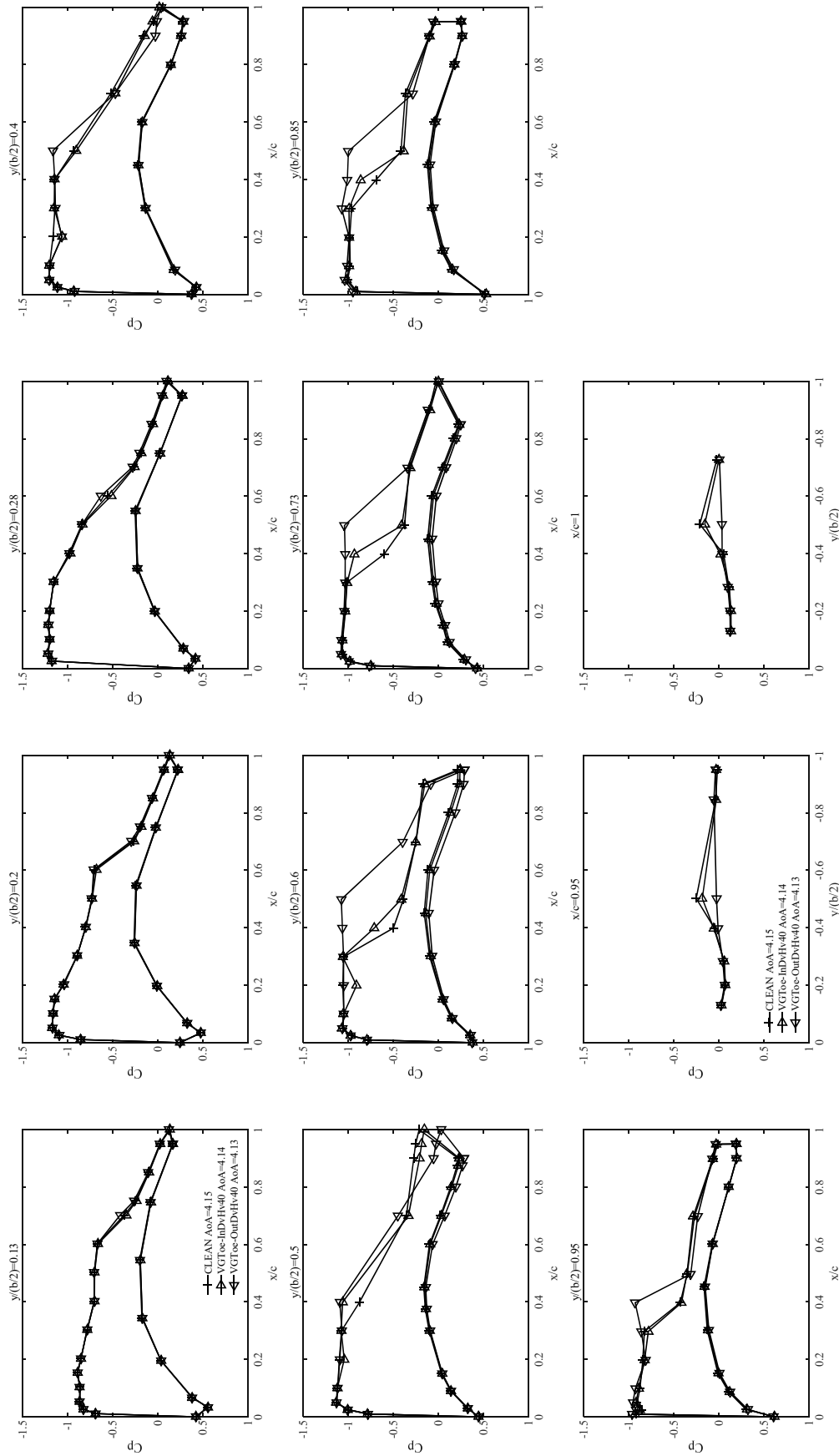


Fig. C-1-30 VG の向き Toe-Out と Toe-In の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.13 - 4.15 deg, 総圧 80 kPa)

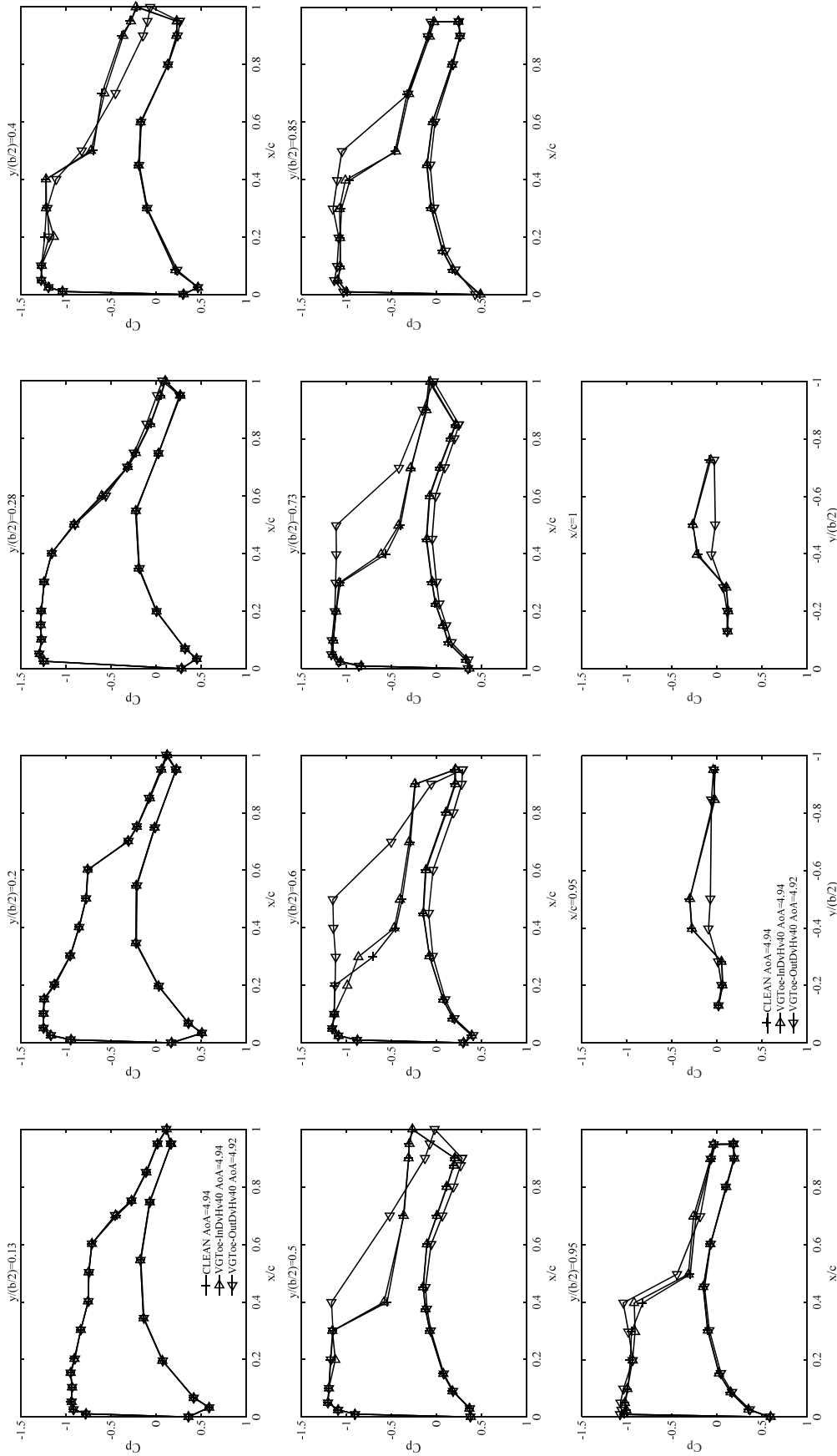


Fig. C-1-31 VG の向き Toe-Out と Toe-In の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.92 - 4.94 deg, 総圧 80 kPa)

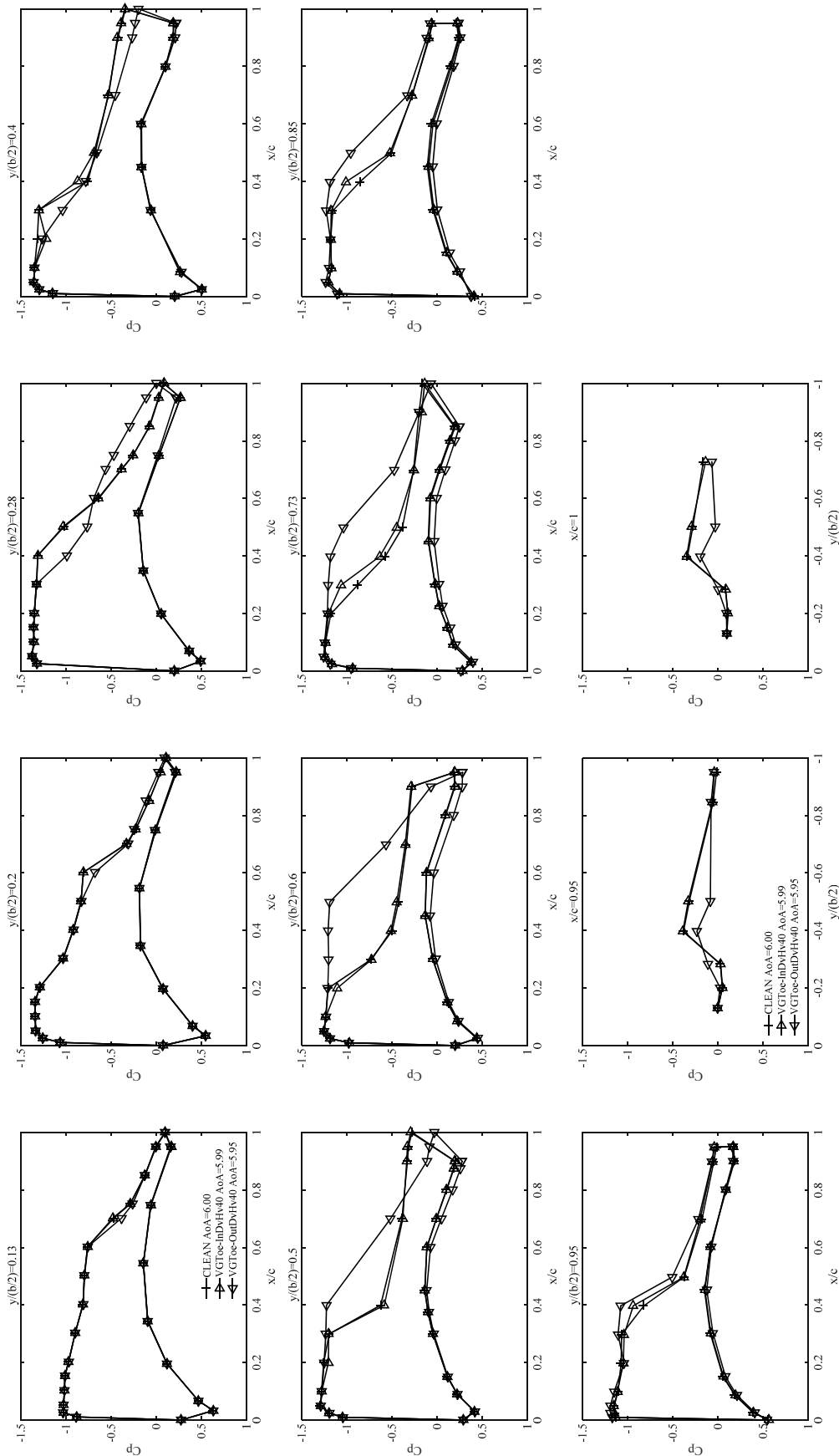


Fig. C-1-32 VGの向き Toe-Out と Toe-In の比較
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 5.95 - 6.00 deg, 総圧 80 kPa)

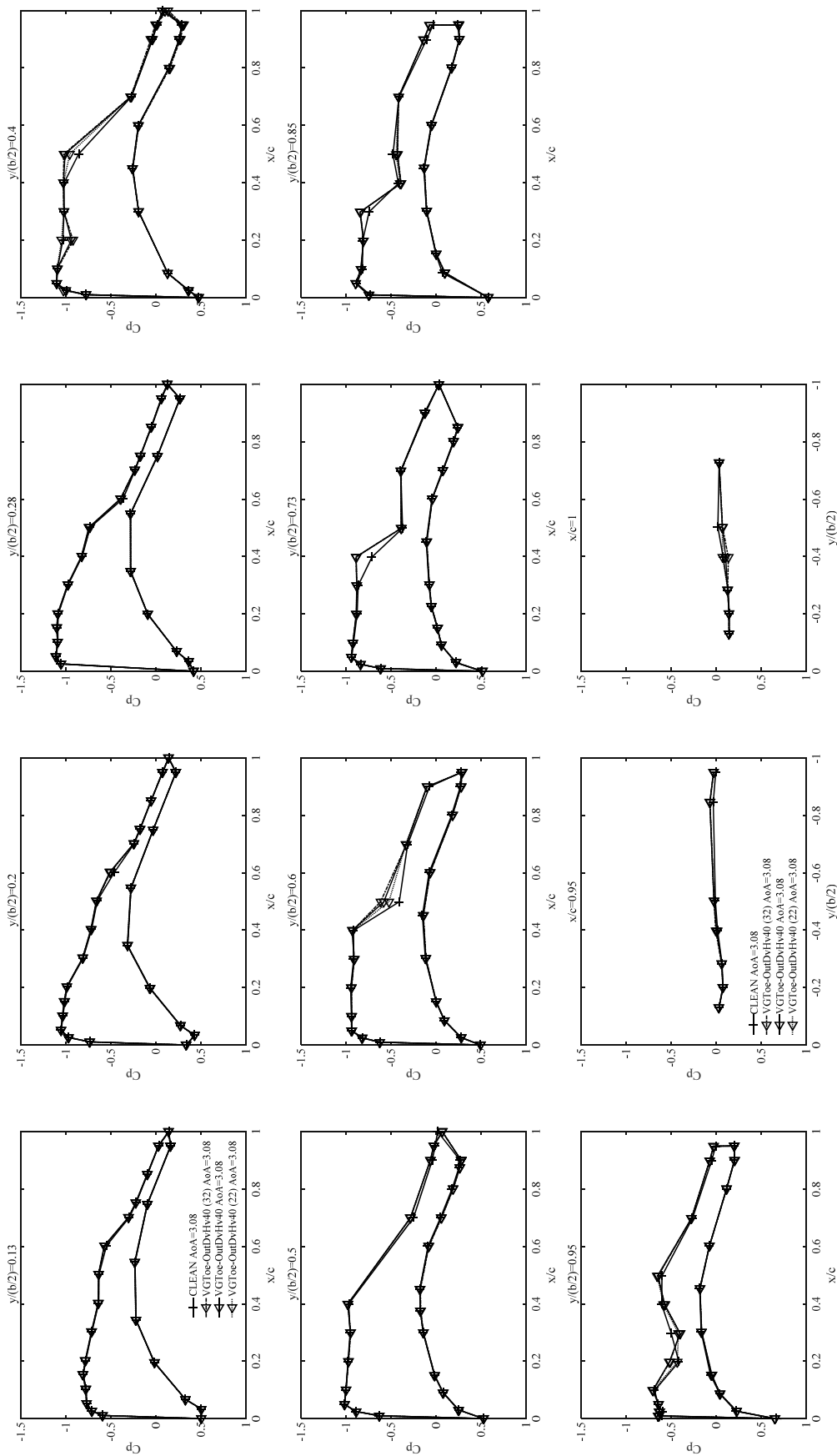


Fig. C-1-33 最内舷 VG の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08 deg, 総圧 80 kPa)

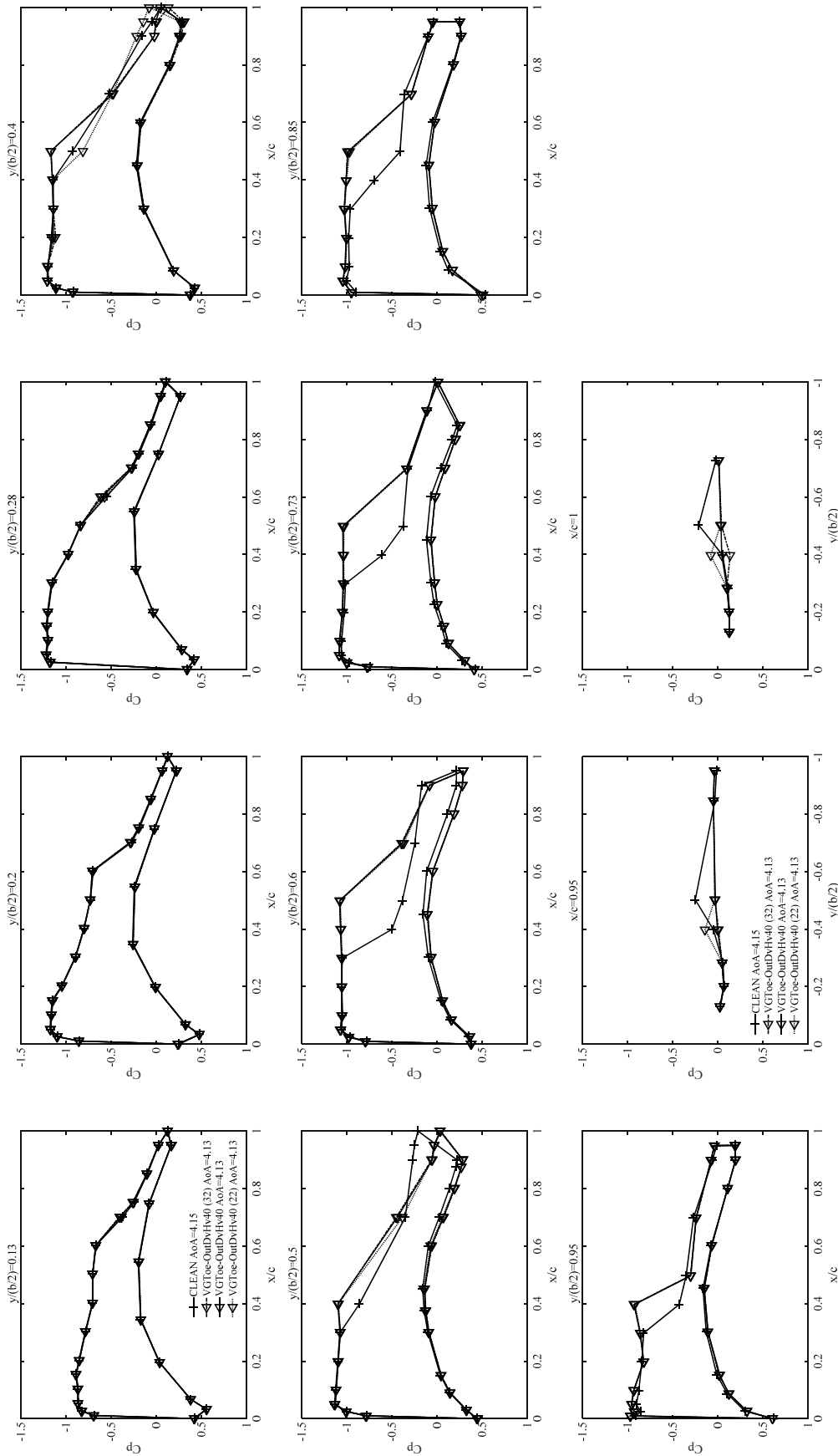


Fig. C-1-34 最内弦 VG の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.13 - 4.15 deg, 総圧 80 kPa)

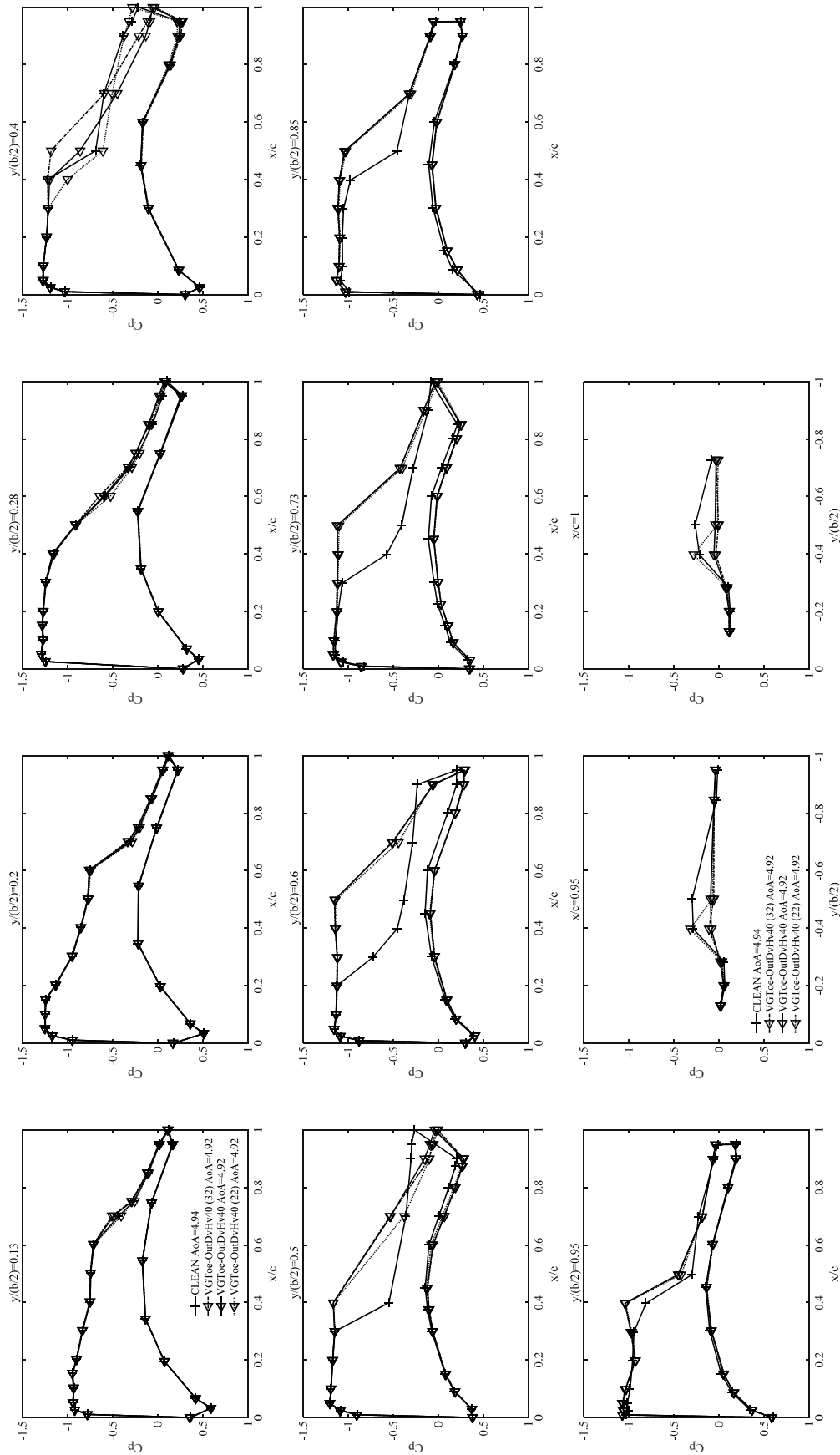


Fig. C-1-35 最内舷 VG の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.92 - 4.94 deg, 総圧 80 kPa)

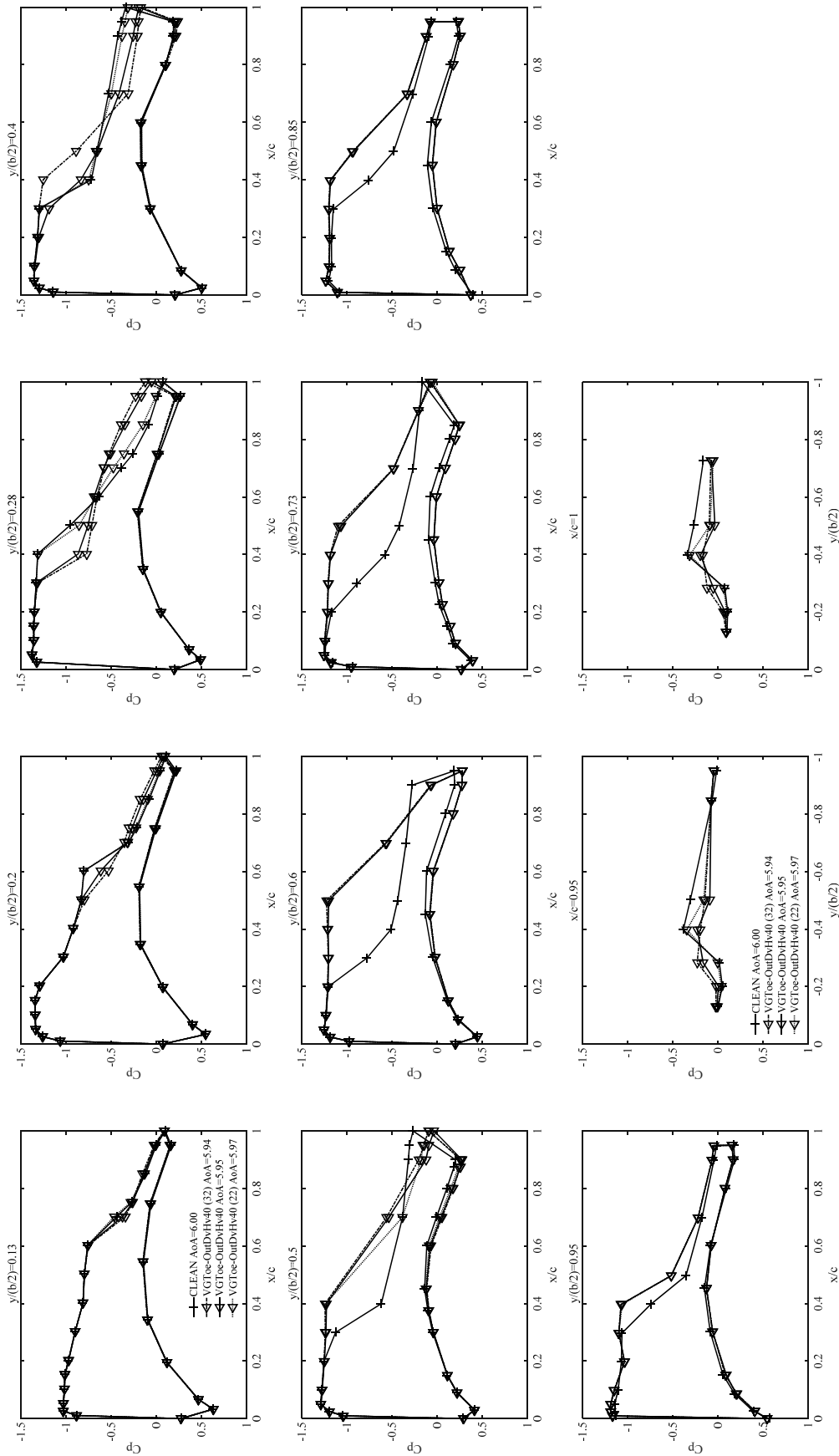


Fig. C-1-36 最内弦 VG の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 5.94 - 6.00 deg, 総圧 80 kPa)

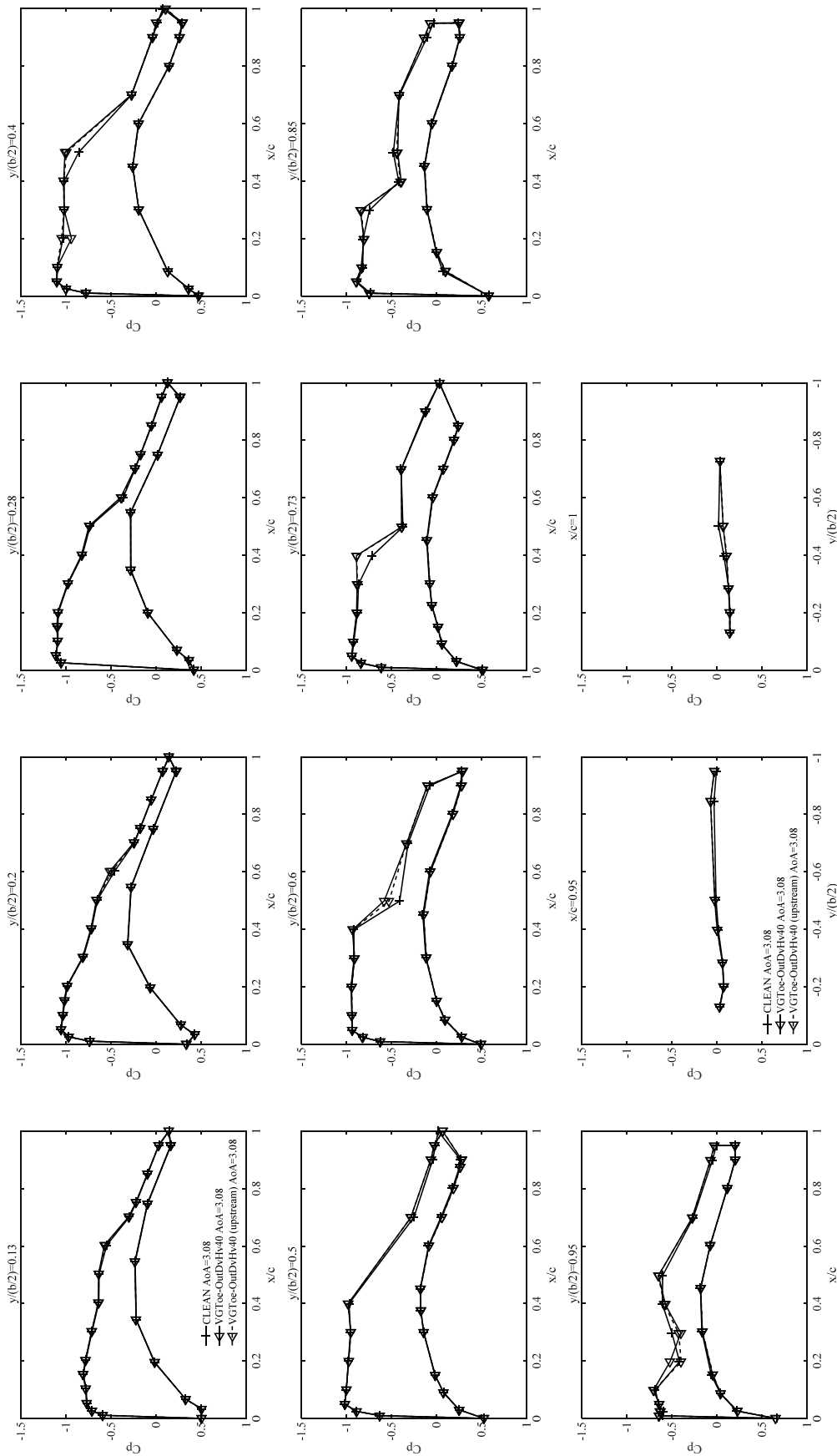


Fig. C-1-37 最内舷 VG のコード位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08 deg, 総圧 80 kPa)

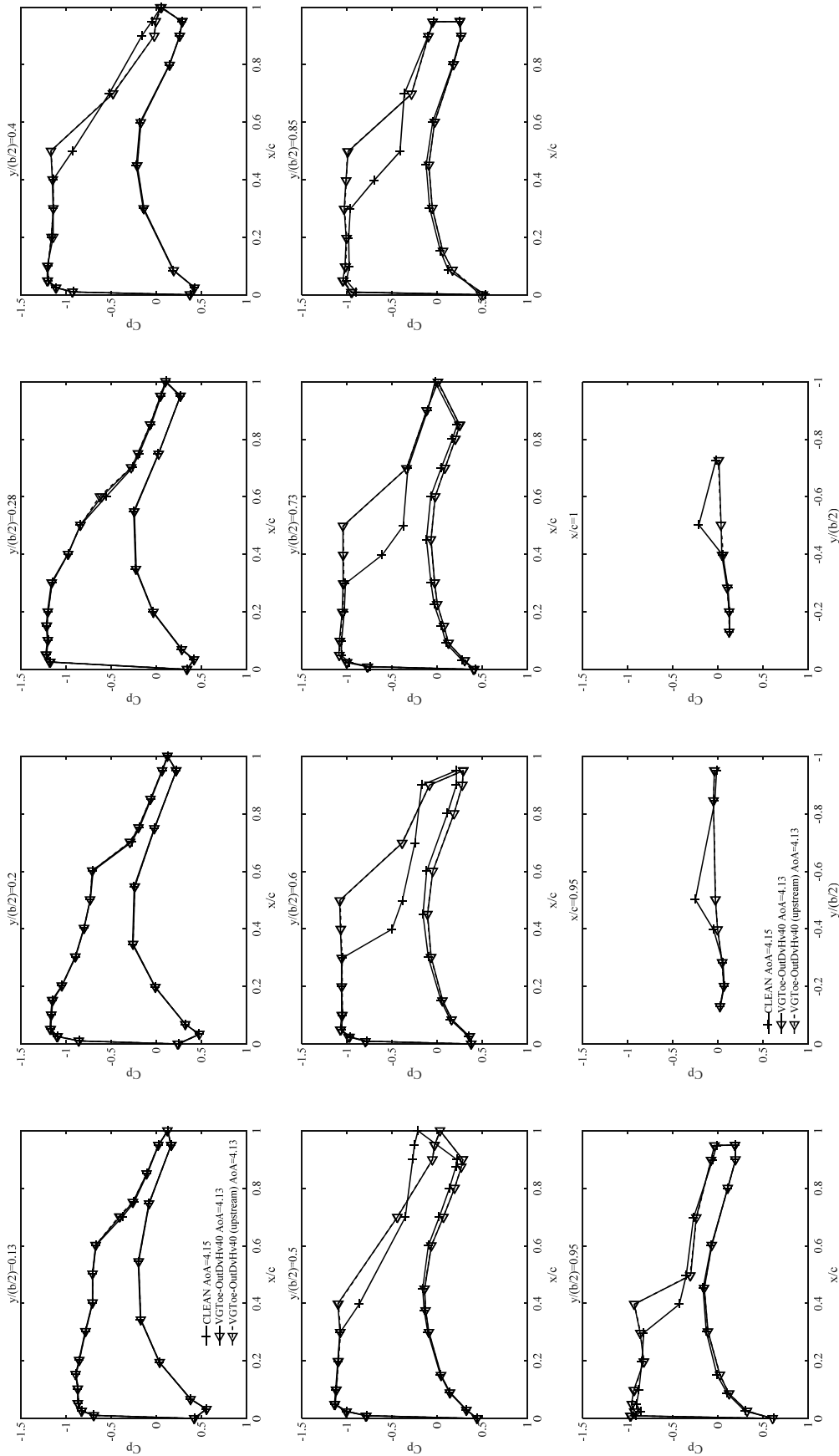


Fig. C-1-38 最内舷 VG のコード位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.13 - 4.15 deg, 総圧 80 kPa)

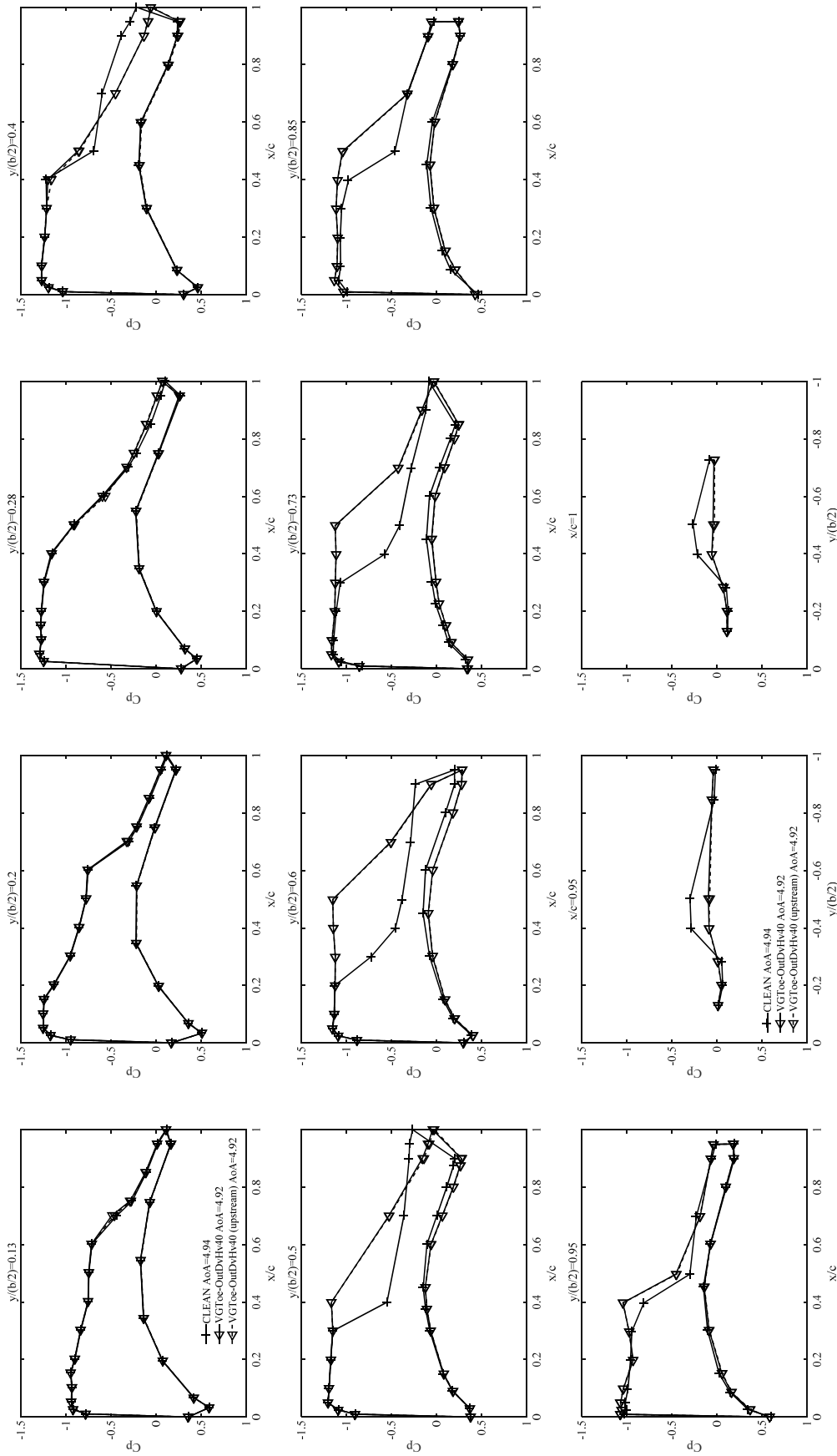


Fig. C-1-39 最内舷 VG のコード位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 4.92 - 4.94 deg, 総圧 80 kPa)

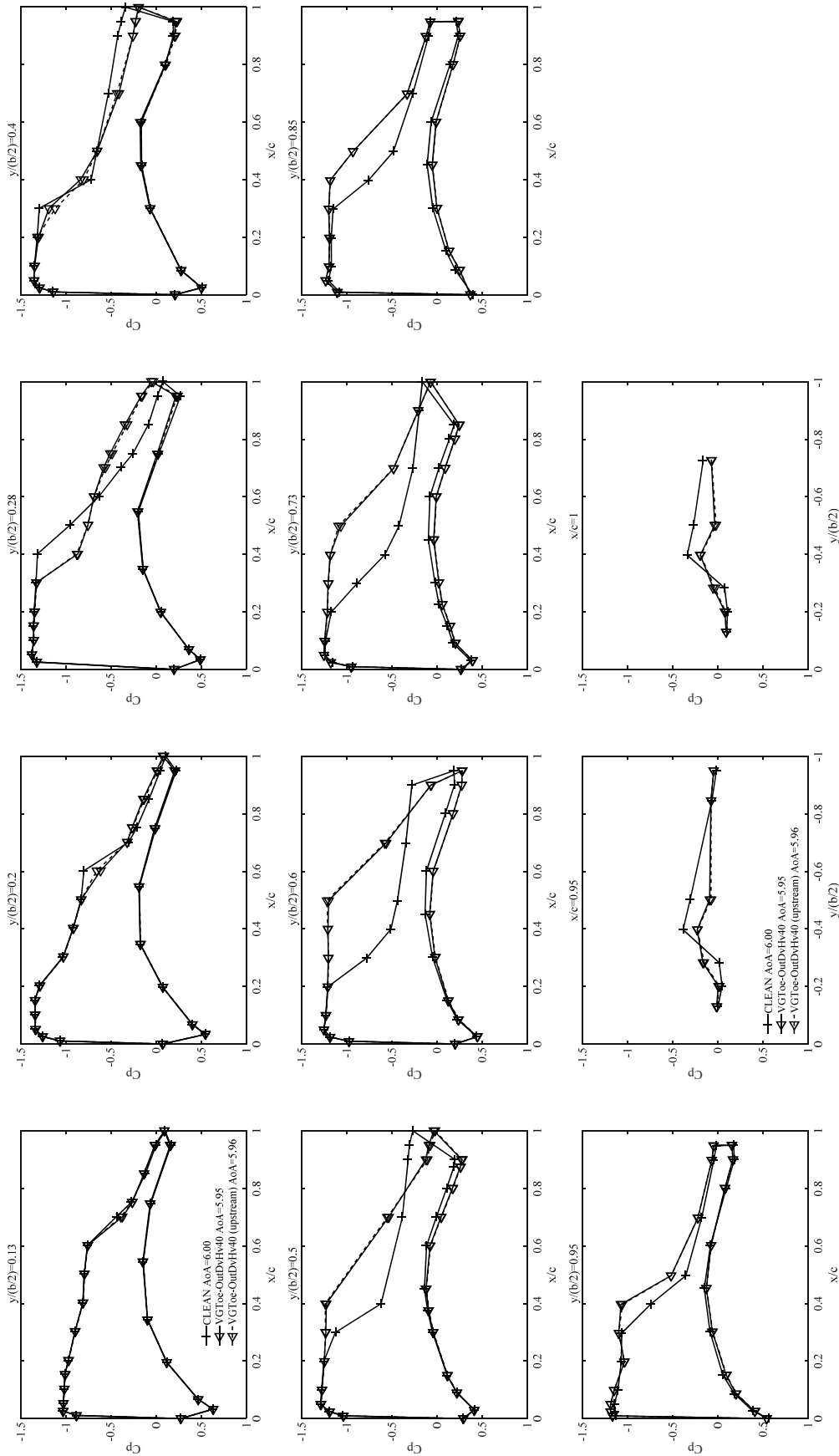


Fig. C-1-40 最内舷 VG のコード位置の影響
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 5.95 - 6.00 deg, 総圧 80 kPa)

Appendix C-2 Mach 0.70 における圧力係数 C_p の迎角間の比較

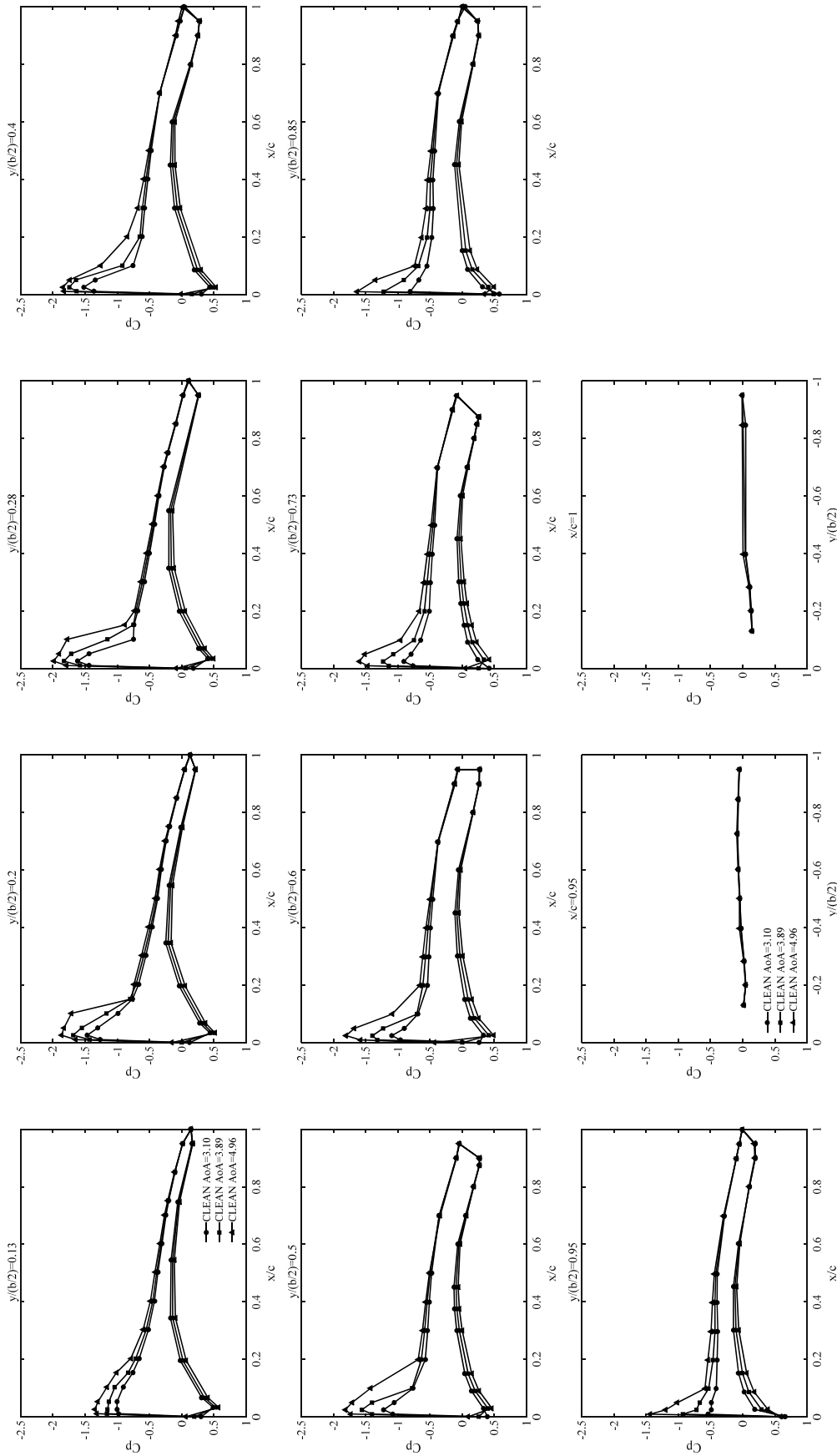


Fig. C-2-1 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4487)
 (Mach 数 : 0.70, 迎角 : 3.10, 3.89, 4.96 deg, 総圧 : 120 kPa)

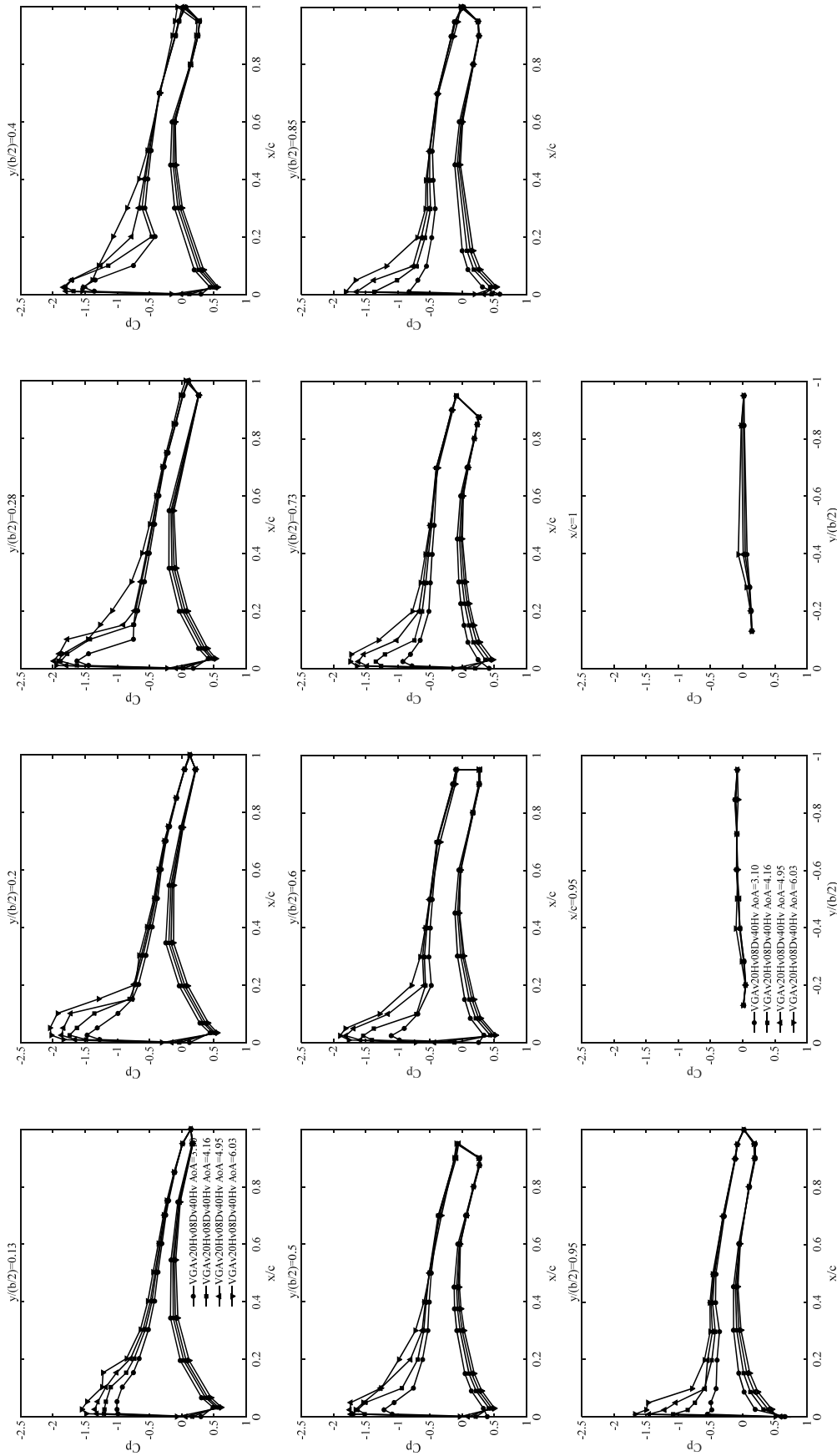


Fig. C-2-2 ナセルなし VG 形態(VGA_v20Hv08Dv40H_v, Run No. 4483)

(Mach 数 : 0.70, 迎角 : 3.10, 4.16, 4.95, 6.03 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

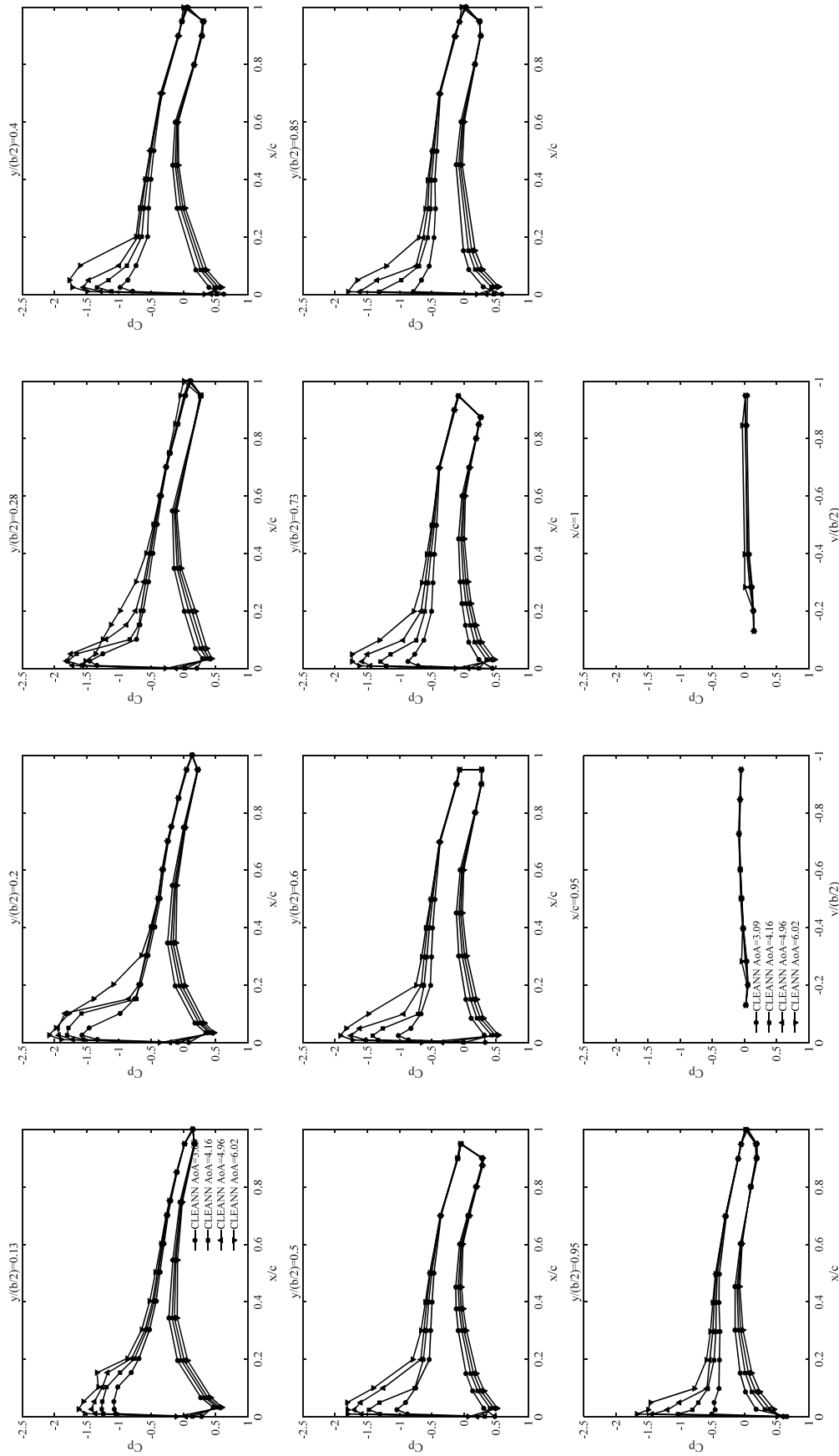


Fig. C-2-3 ナセルあり VG なし形態(CLEANN, Run No. 4481)
 (Mach 数 : 0.70, 迎角 : 3.09, 4.16, 4.96, 6.02 deg, 総圧 : 120 kPa)

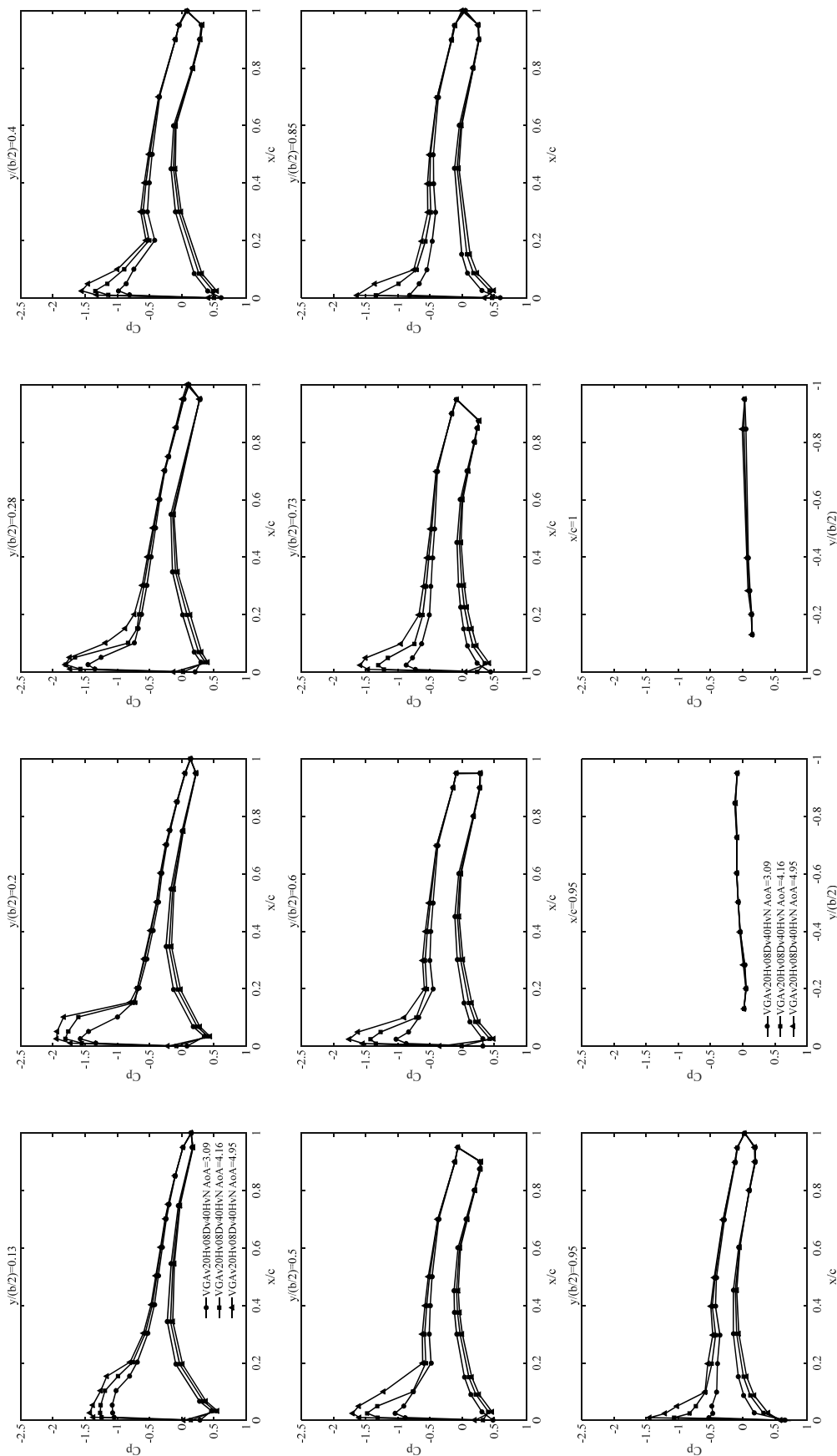


Fig. C-2-4 ナセルあり VG 形態(VGAv20Hv08Dv40HvN, Run No. 4479)

(Mach 数 : 0.70, 迎角 : 3.09, 4.16, 4.95 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

Appendix C-3 Mach 数 0.83 における圧力係数 C_p の迎角間の比較

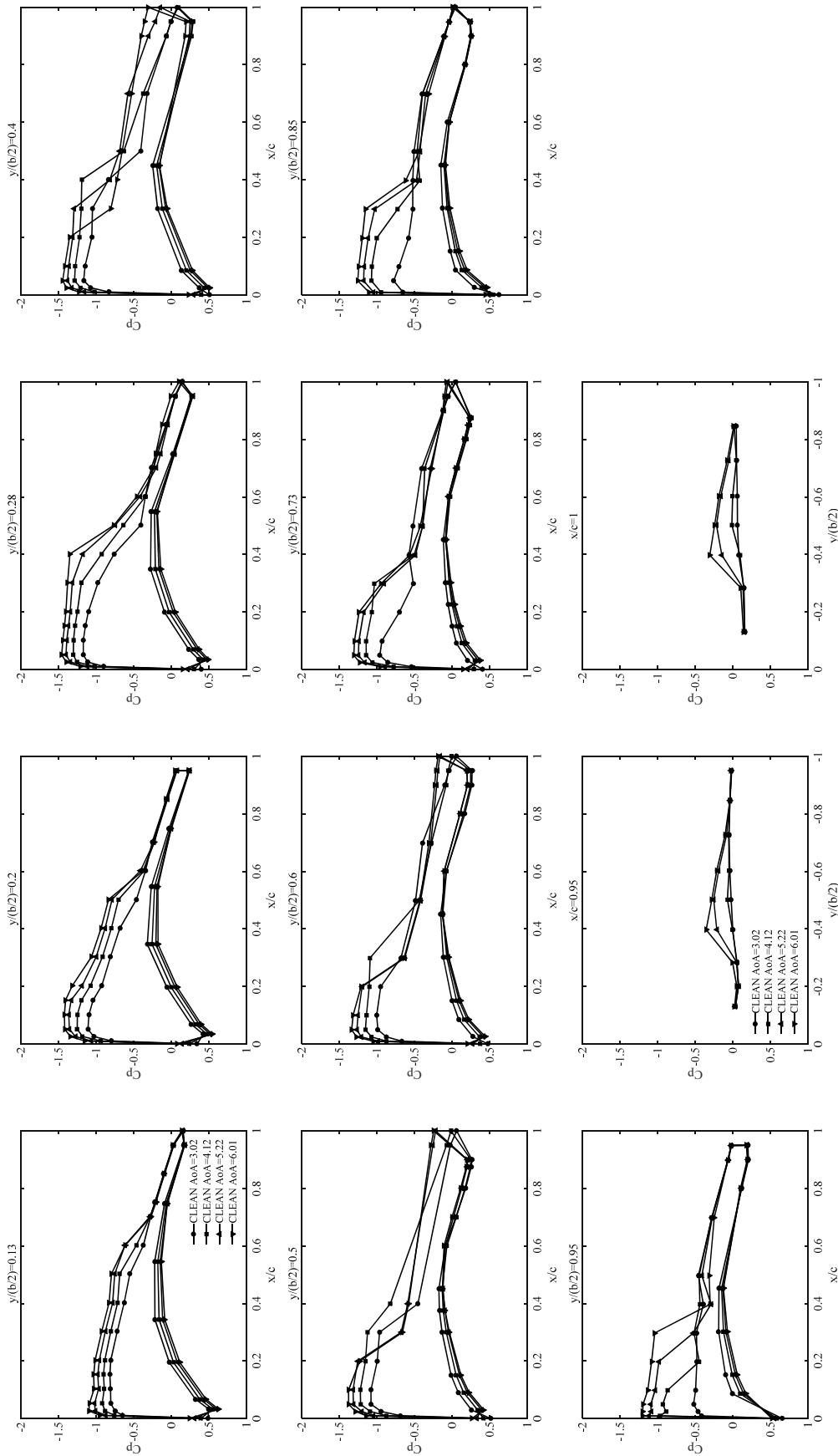


Fig. C-3-1 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4384)
 (Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.02, 4.12, 5.22, 6.01 deg, 総圧 : 120 kPa)

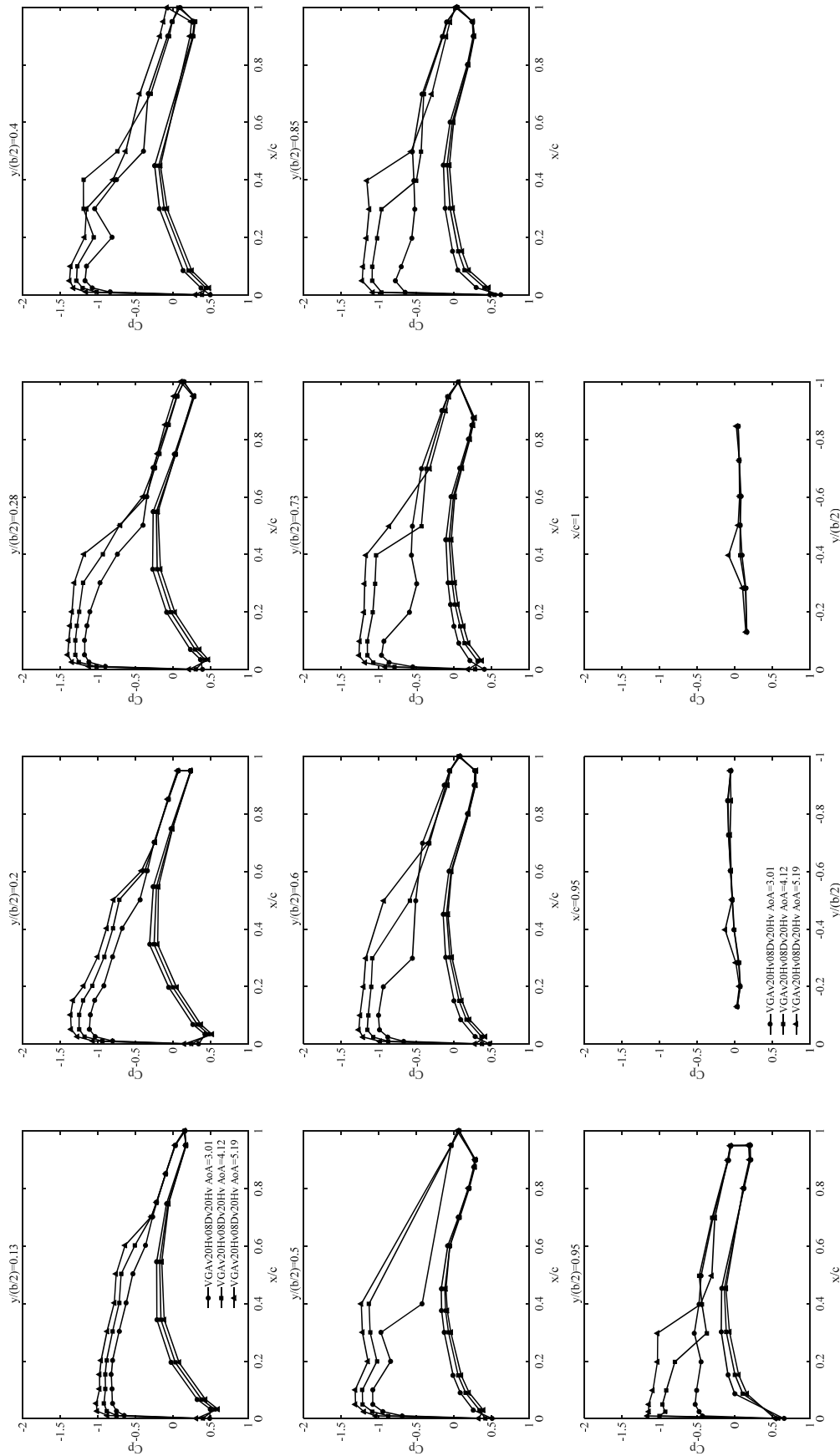


Fig. C-3-2 ナセルなし VG 形態(VGA_v20Hv08D_v20H_v, Run No. 4377)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.19 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

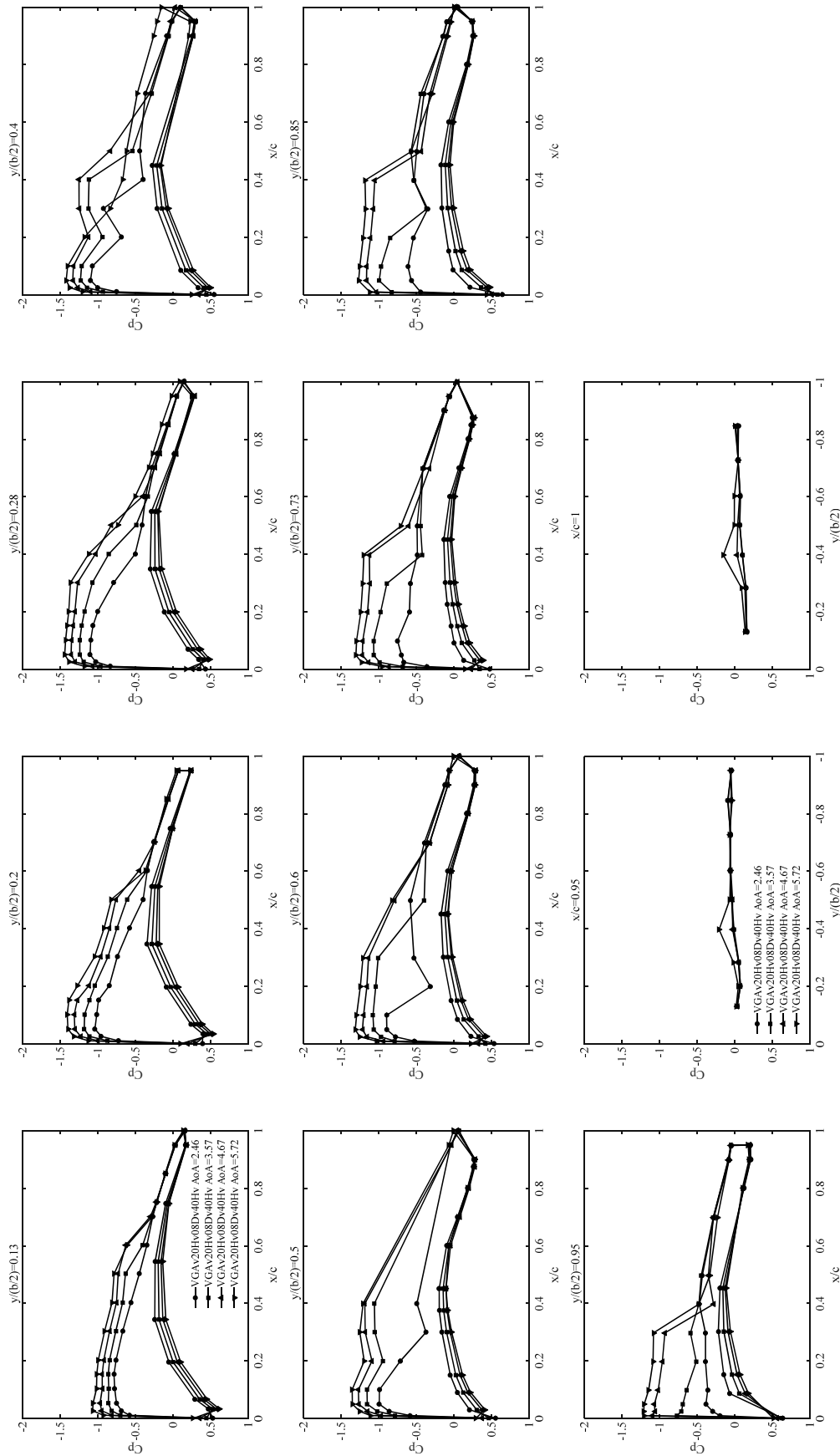


Fig. C-3-3 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv40Hv, Run No. 4378)
 (Mach 数 : 0.83, 迎角 : 2.46, 3.57, 4.67, 5.72 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

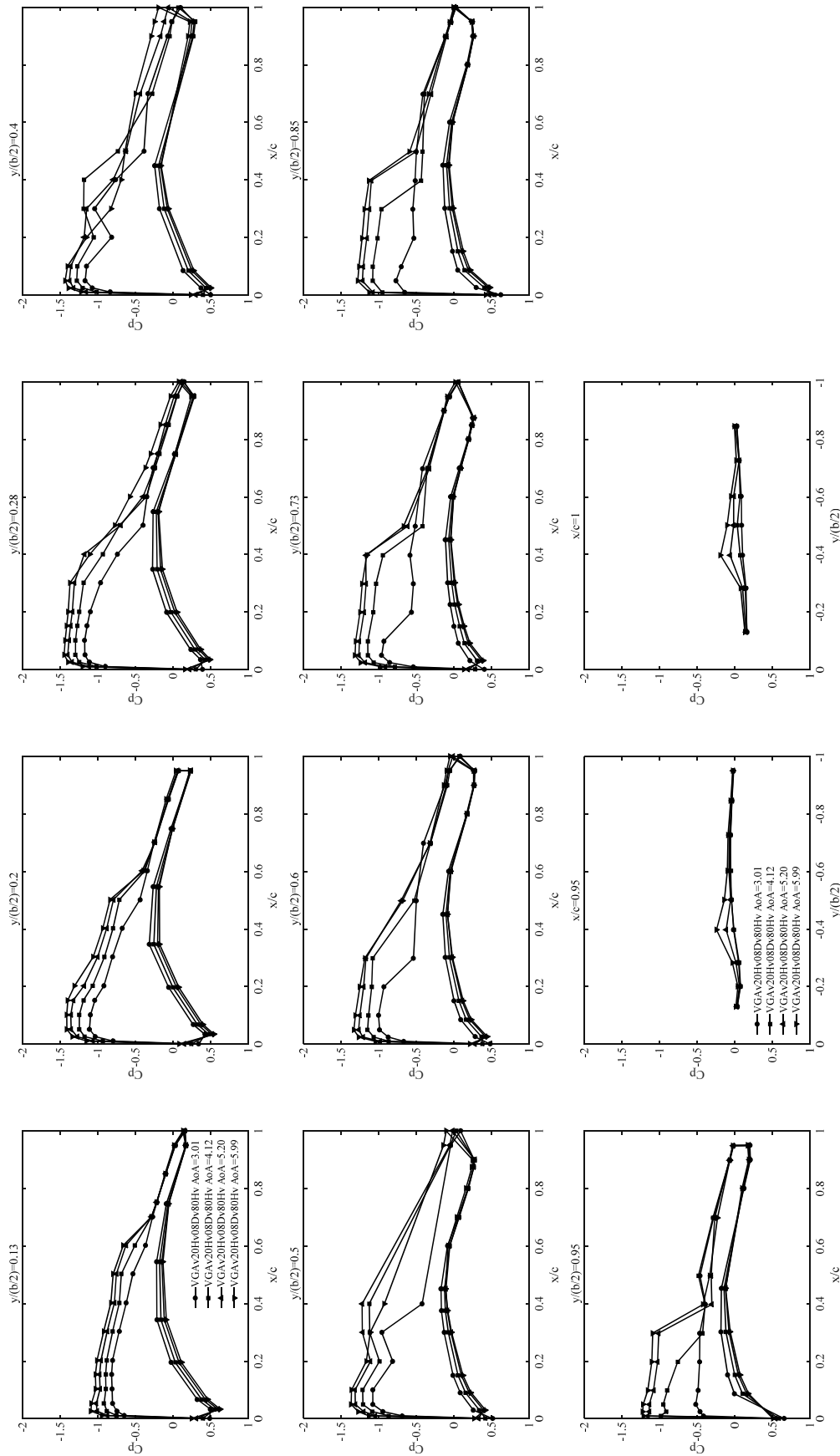


Fig. C-3-4 ナセルなし VG 形態(VGA20Hv08Dv80Hv, Run No. 4383)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.20, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

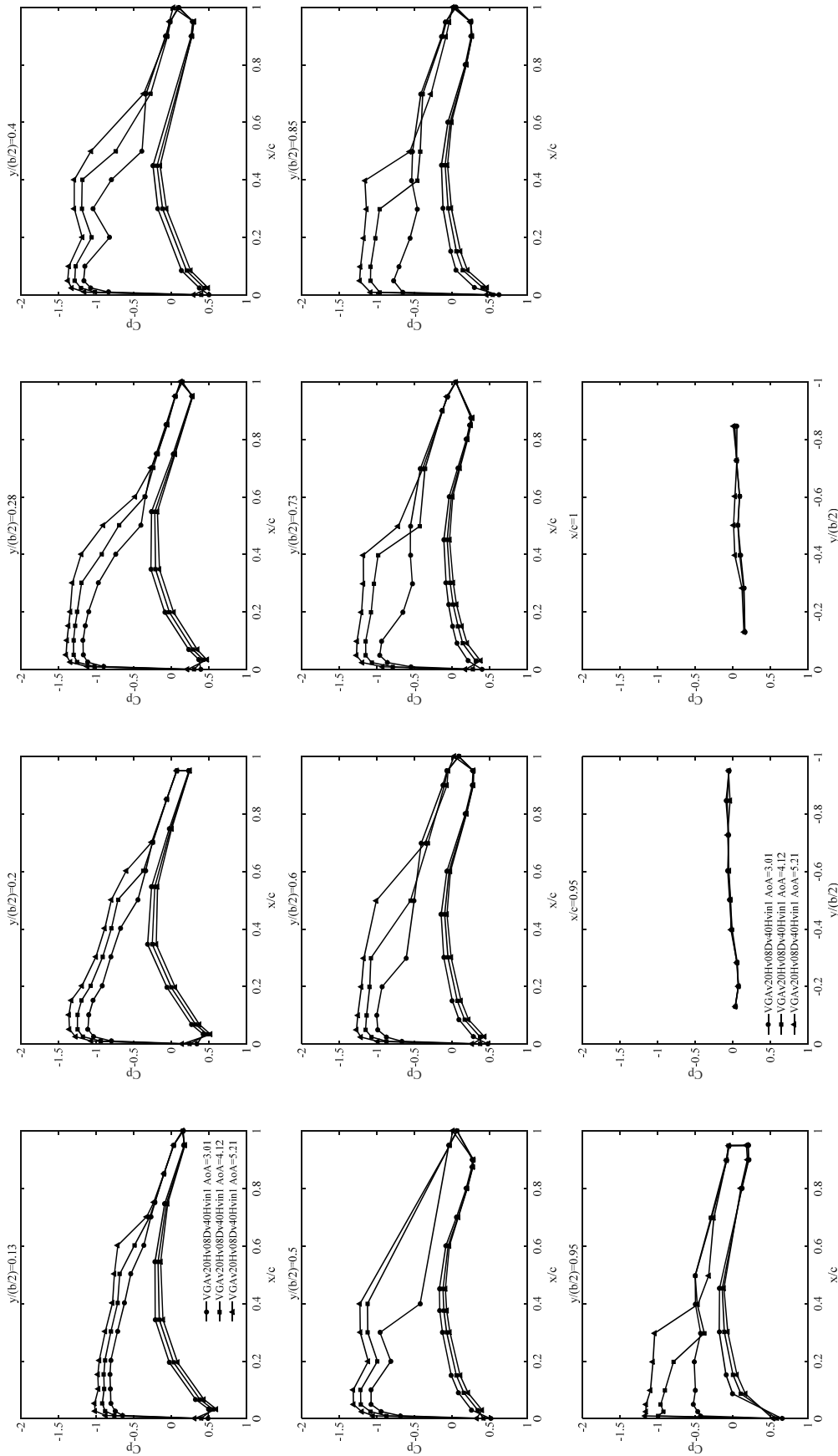


Fig. C-3-5 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv40Hvin1, Run No. 4382)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.21 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 内舷 VG を 1 枚追加)

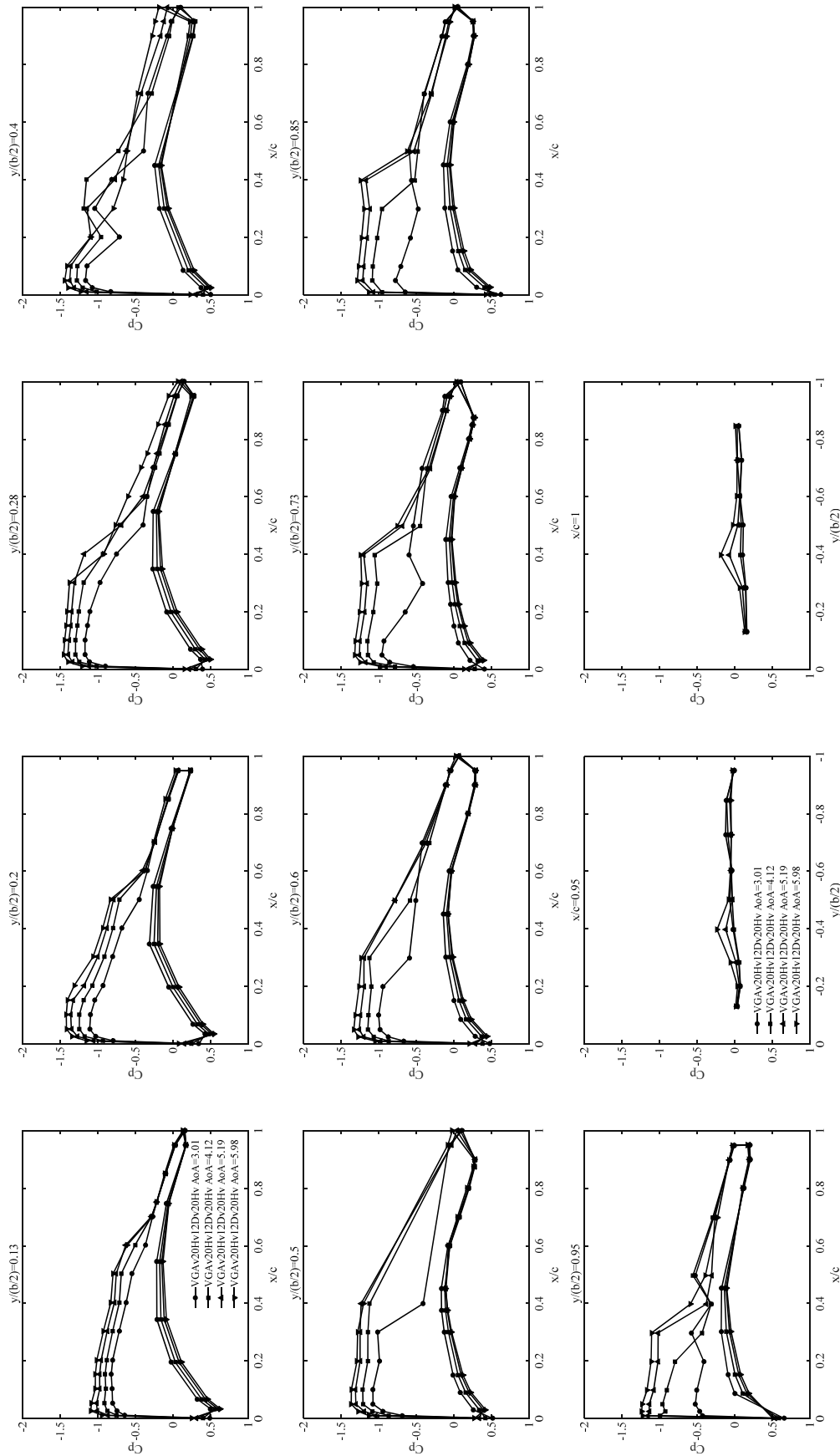


Fig. C-3-6 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv12Dv20Hv, Run No. 4379)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.19, 5.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 24 mm)

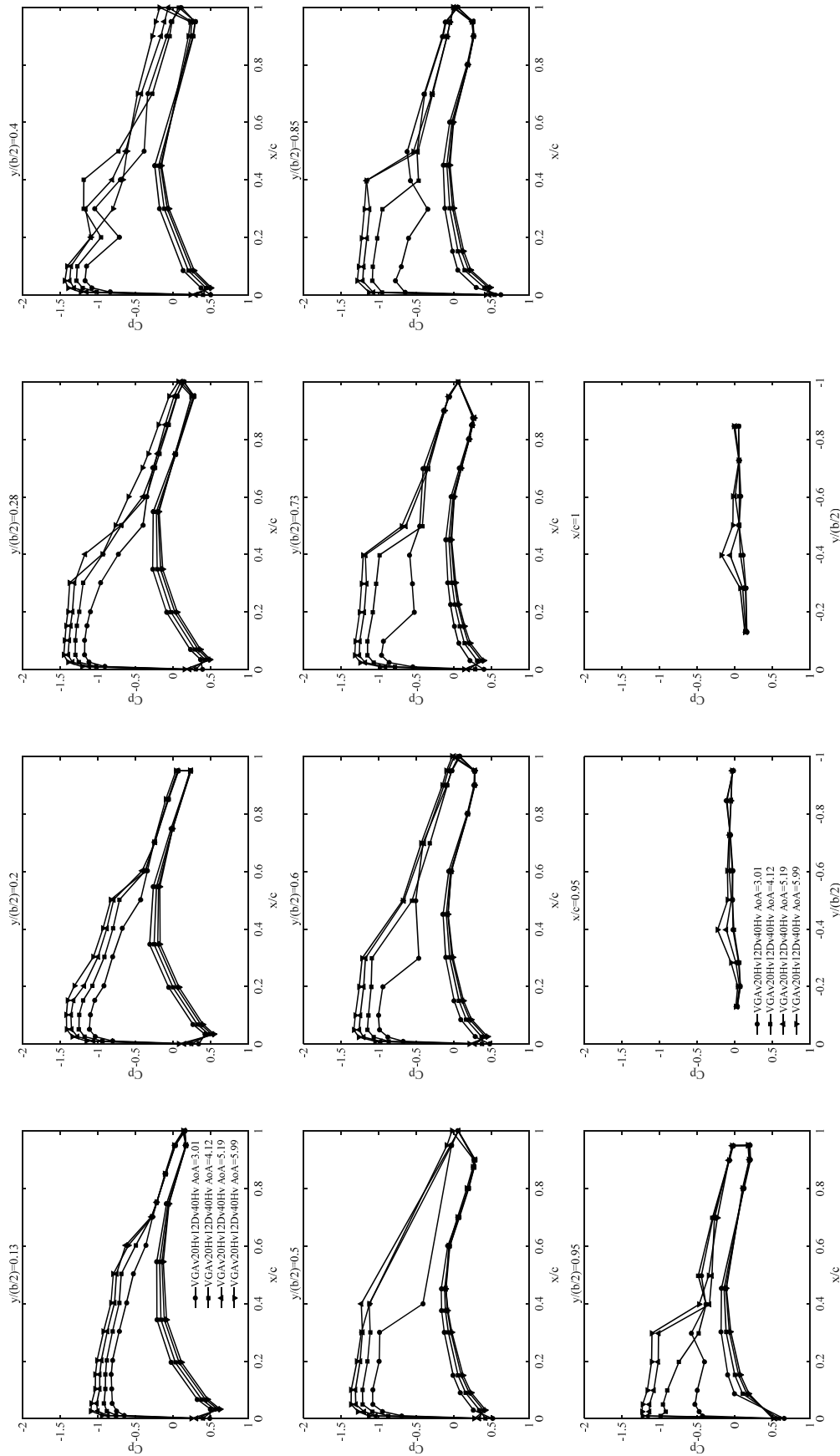


Fig. C-3-7 ナセルなし VG 形態(VGA_v20Hv12D_v40Hv, Run No. 4380)
 (Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.19, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 48 mm)

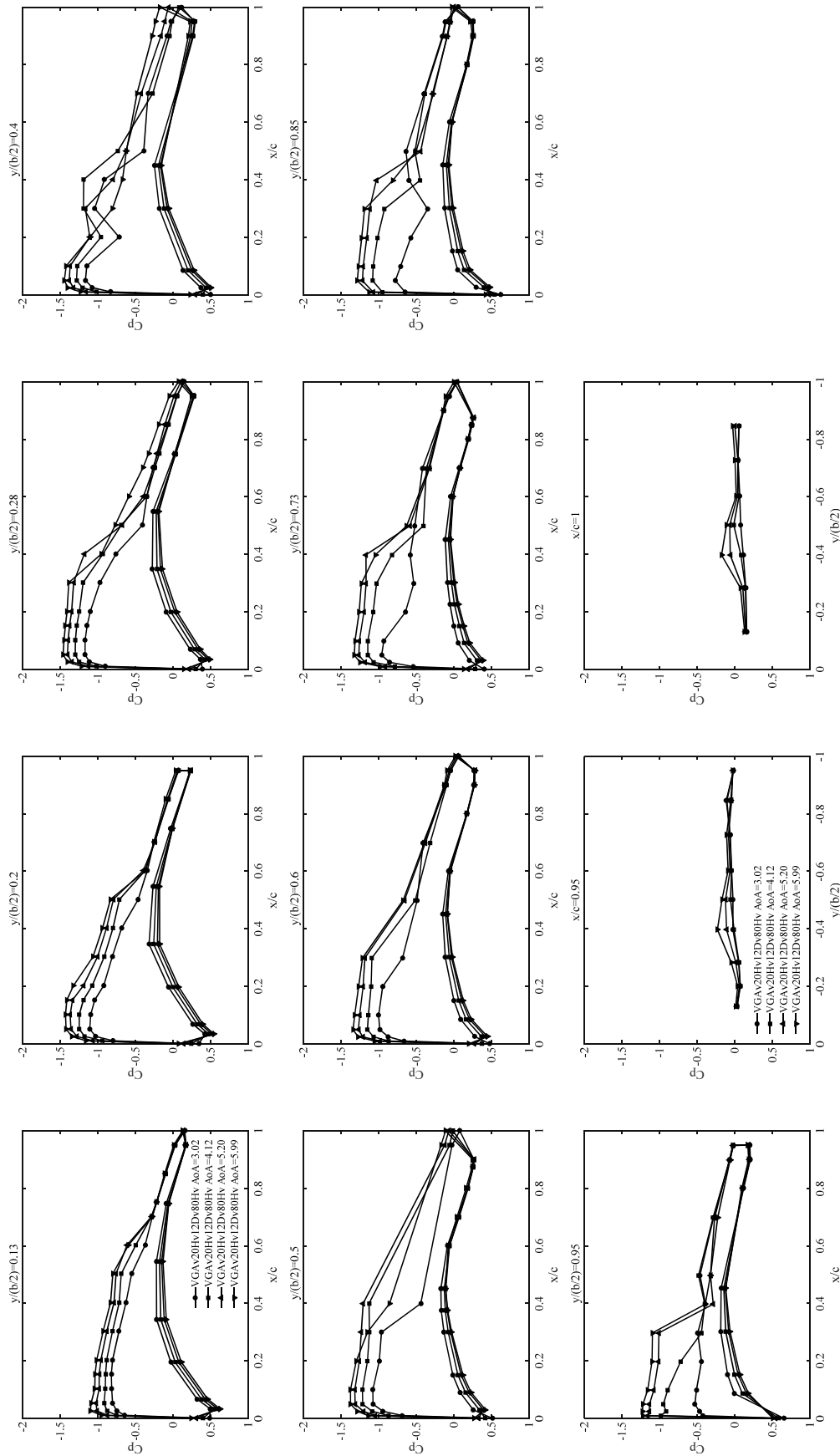


Fig. C-3-8 ナセルなし VG 形態(VGA_v20HV12Dv80HV, Run No. 4381)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.02, 4.12, 5.20, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 96 mm)

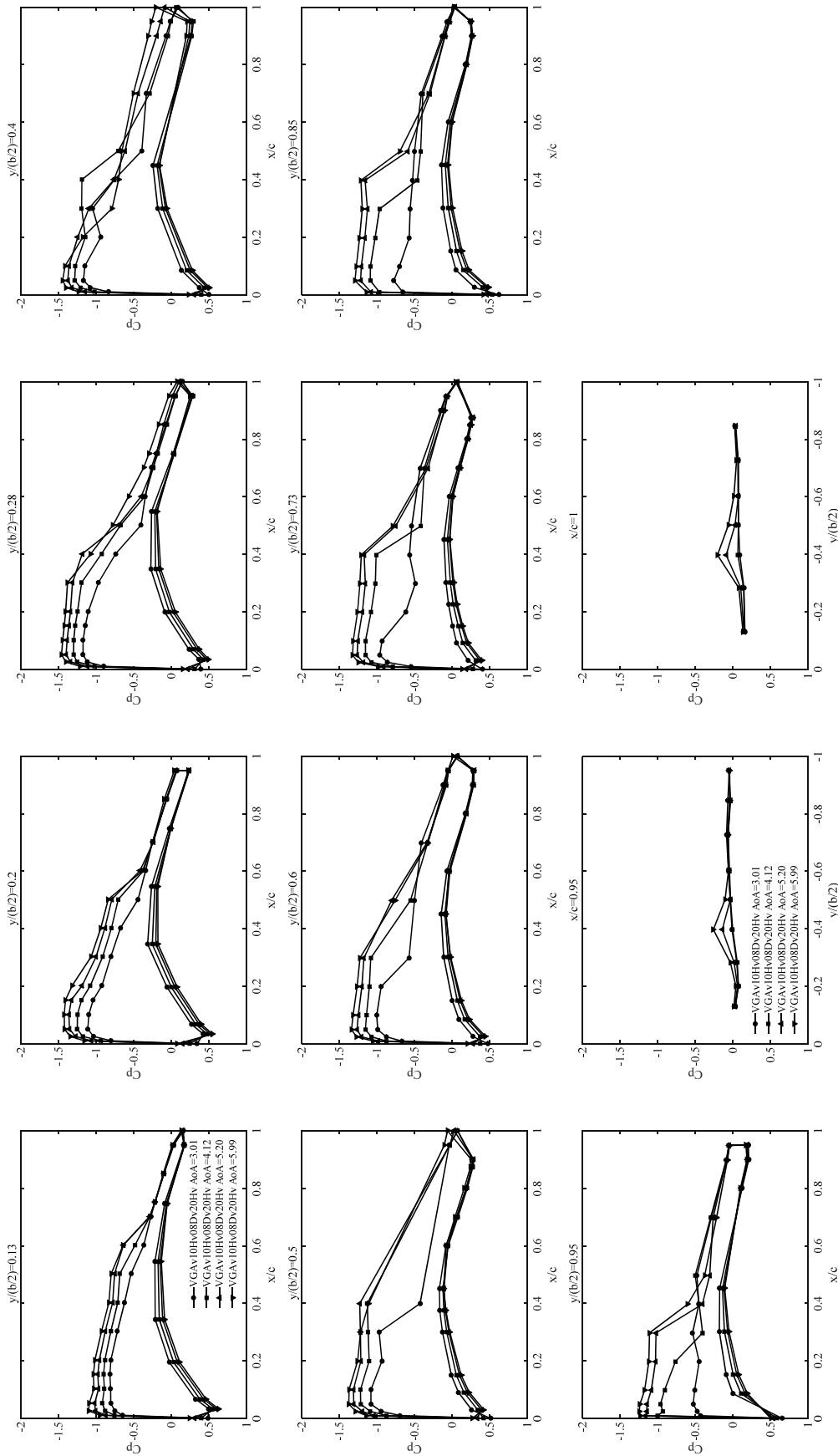


Fig. C-3-9 ナセルなし VG 形態(VGAv10Hv08Dv20Hv, Run No. 4385)
 (Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.20, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

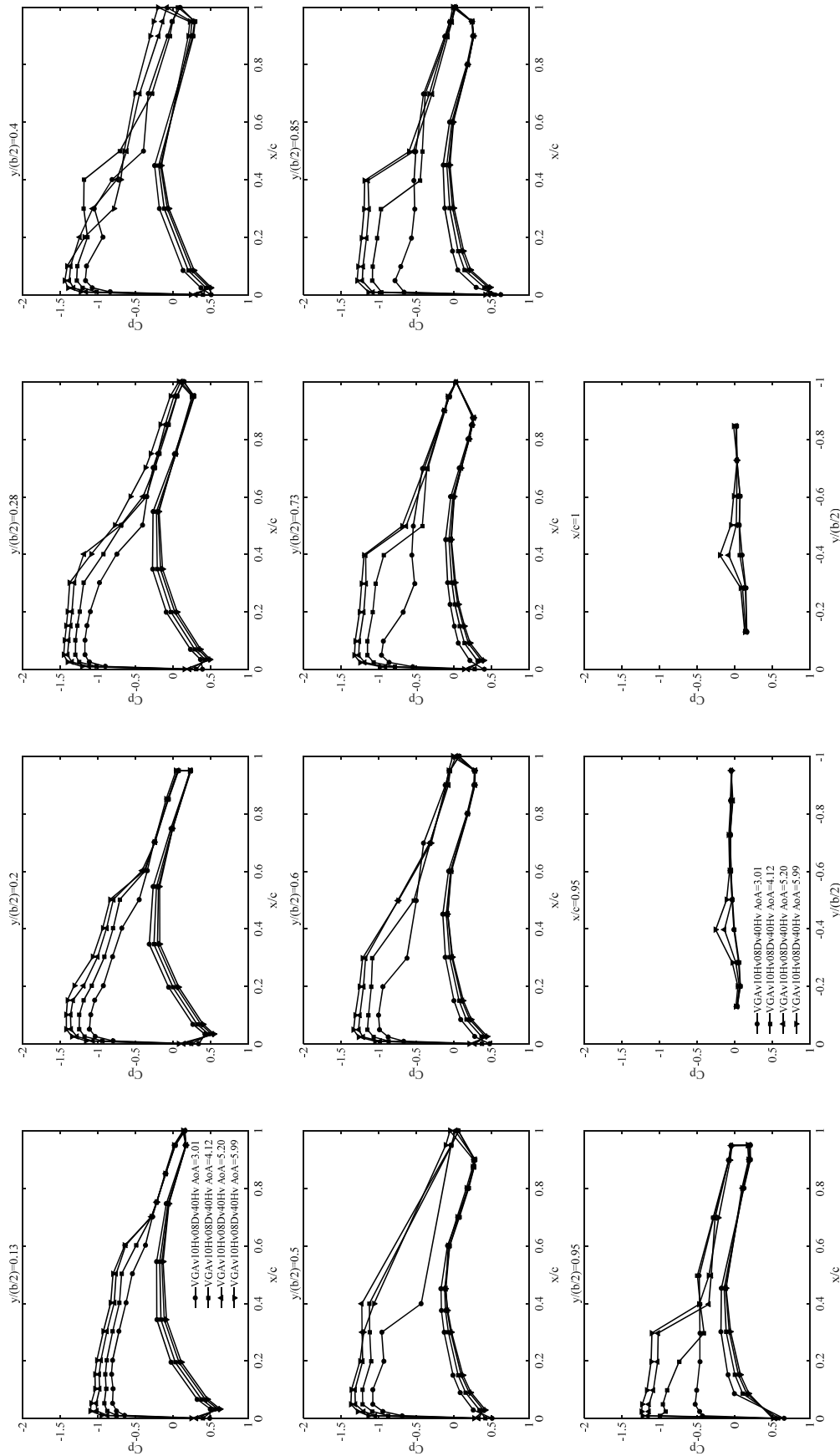


Fig. C-3-10 ナセルなし VG 形態(VGAV10Hv08Dv40Hv, Run No. 4386)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.20, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

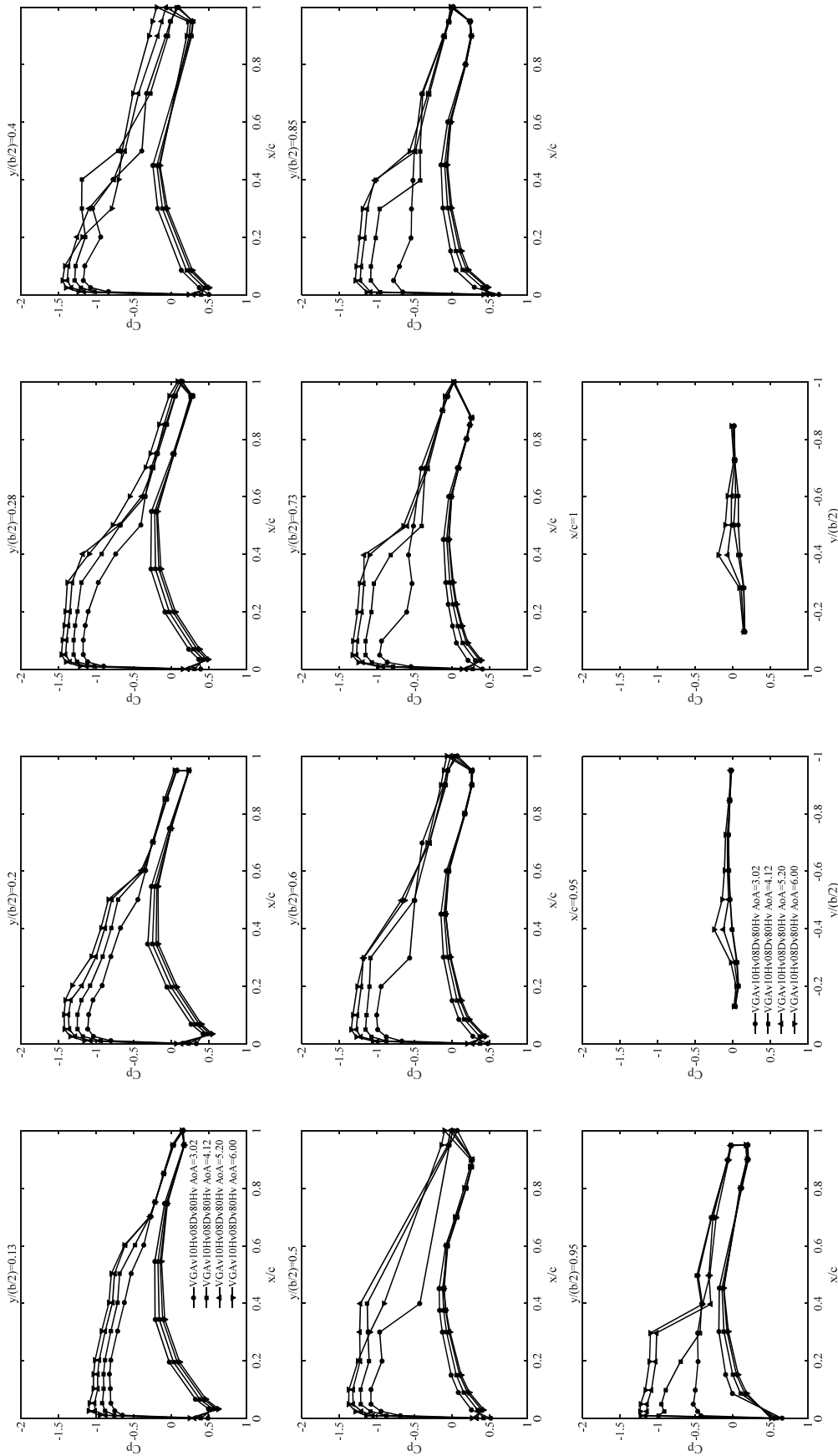


Fig. C-3-11 ナセルなし VG 形態(VGAV10HV08Dv80HV, Run No. 4387)
 (Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.02, 4.12, 5.20 deg, 6.00deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

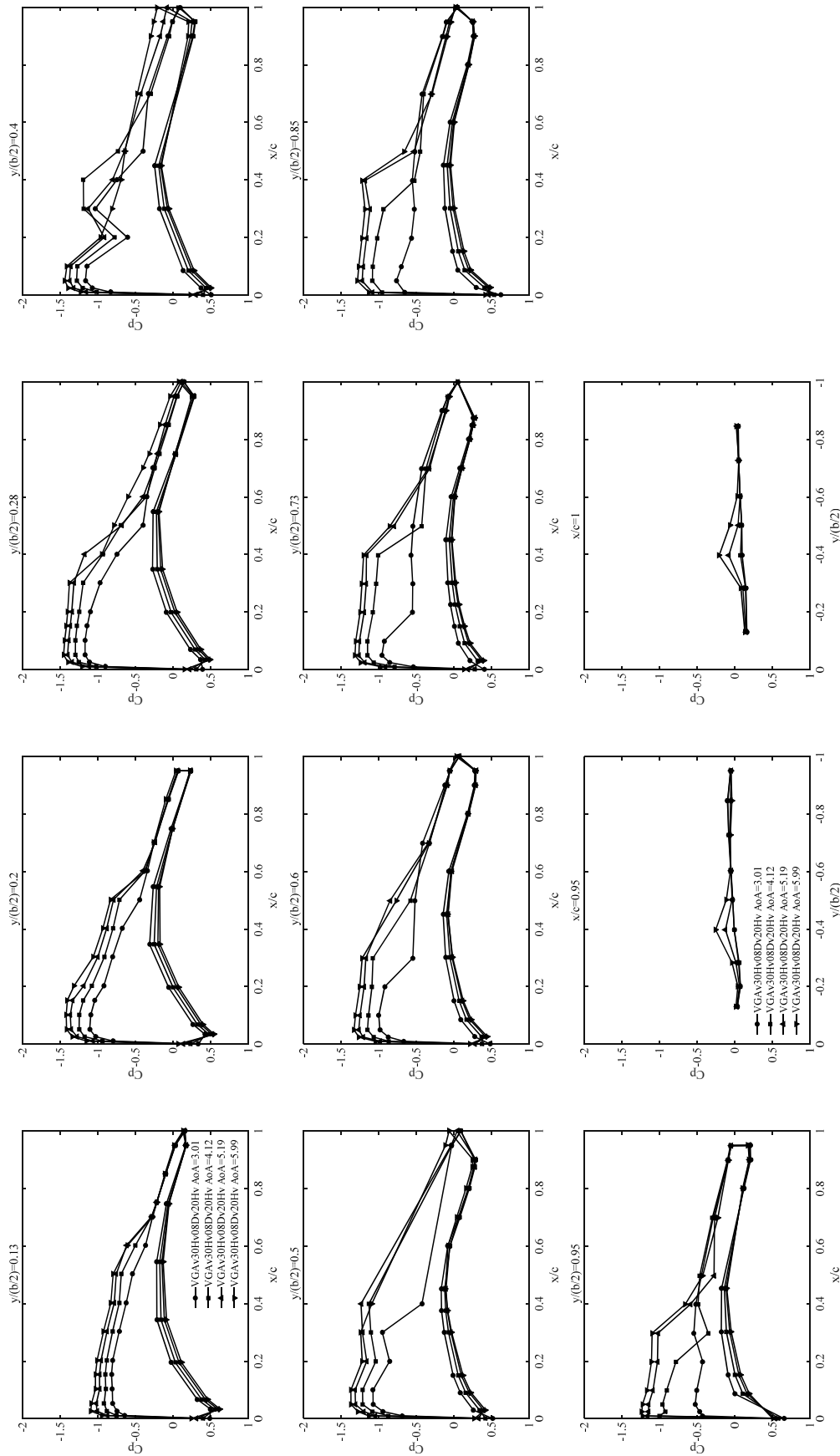


Fig. C-3-12 ナセルなし VG 形態(VGAV30Hv08Dv20Hv, Run No. 4388)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.19, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

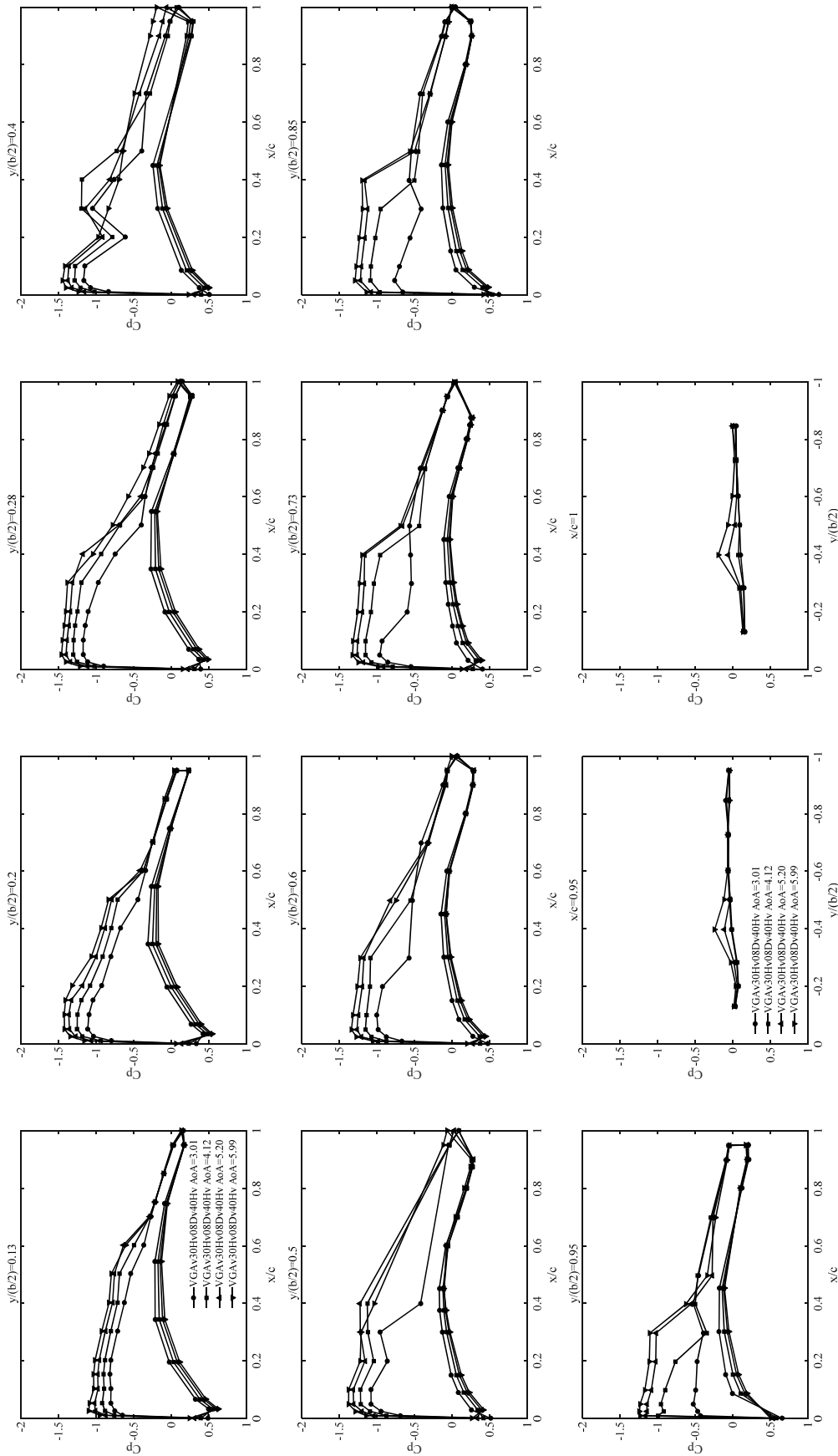


Fig. C-3-13 ナセルなし VG 形態(VGAV30HV08Dv40HV, Run No. 4389)
 (Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.20, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

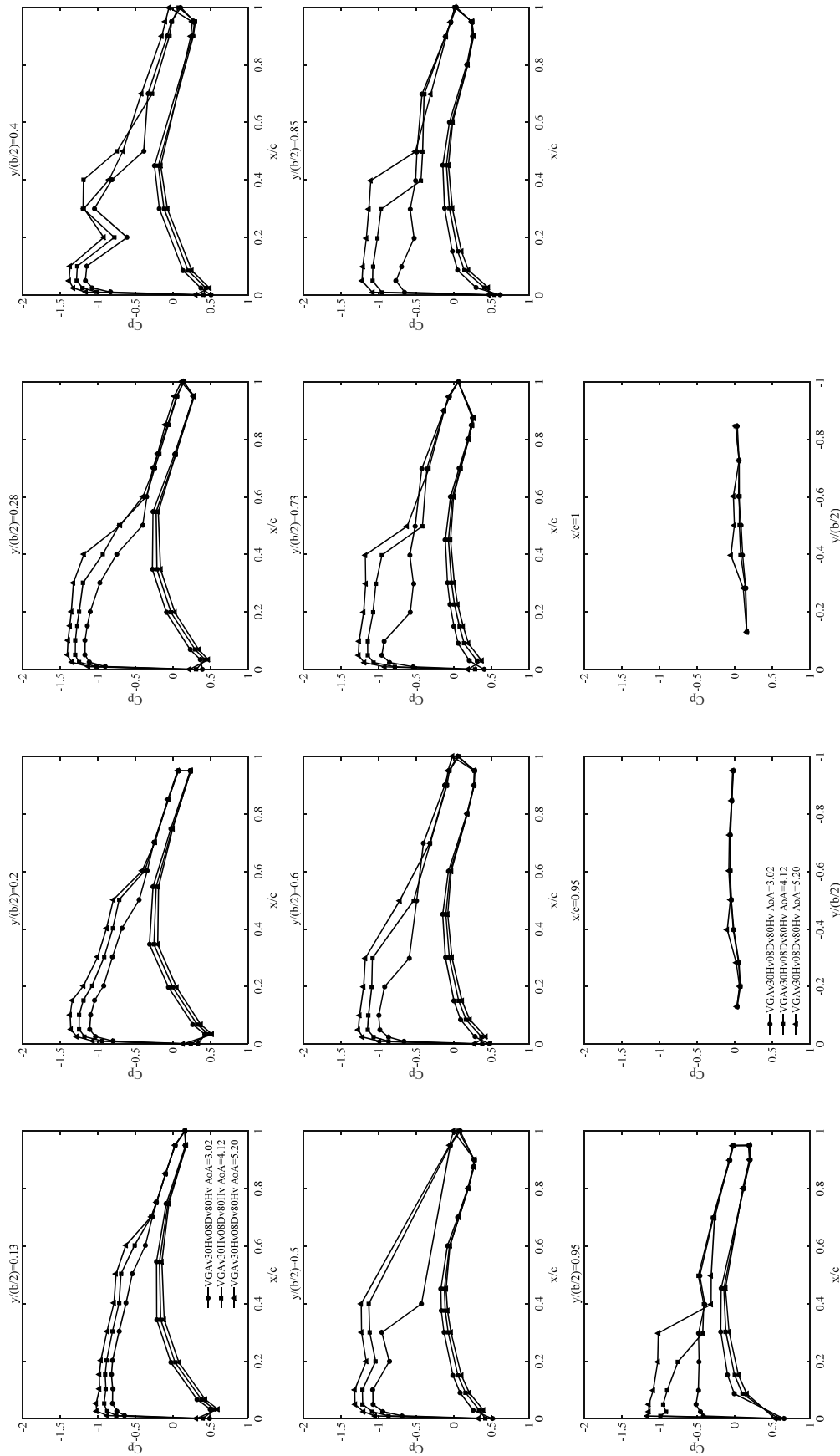


Fig. C-3-14 ナセルなし VG 形態(VGAv30Hv08Dv80Hv, Run No. 4390)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.02, 4.12, 5.20 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

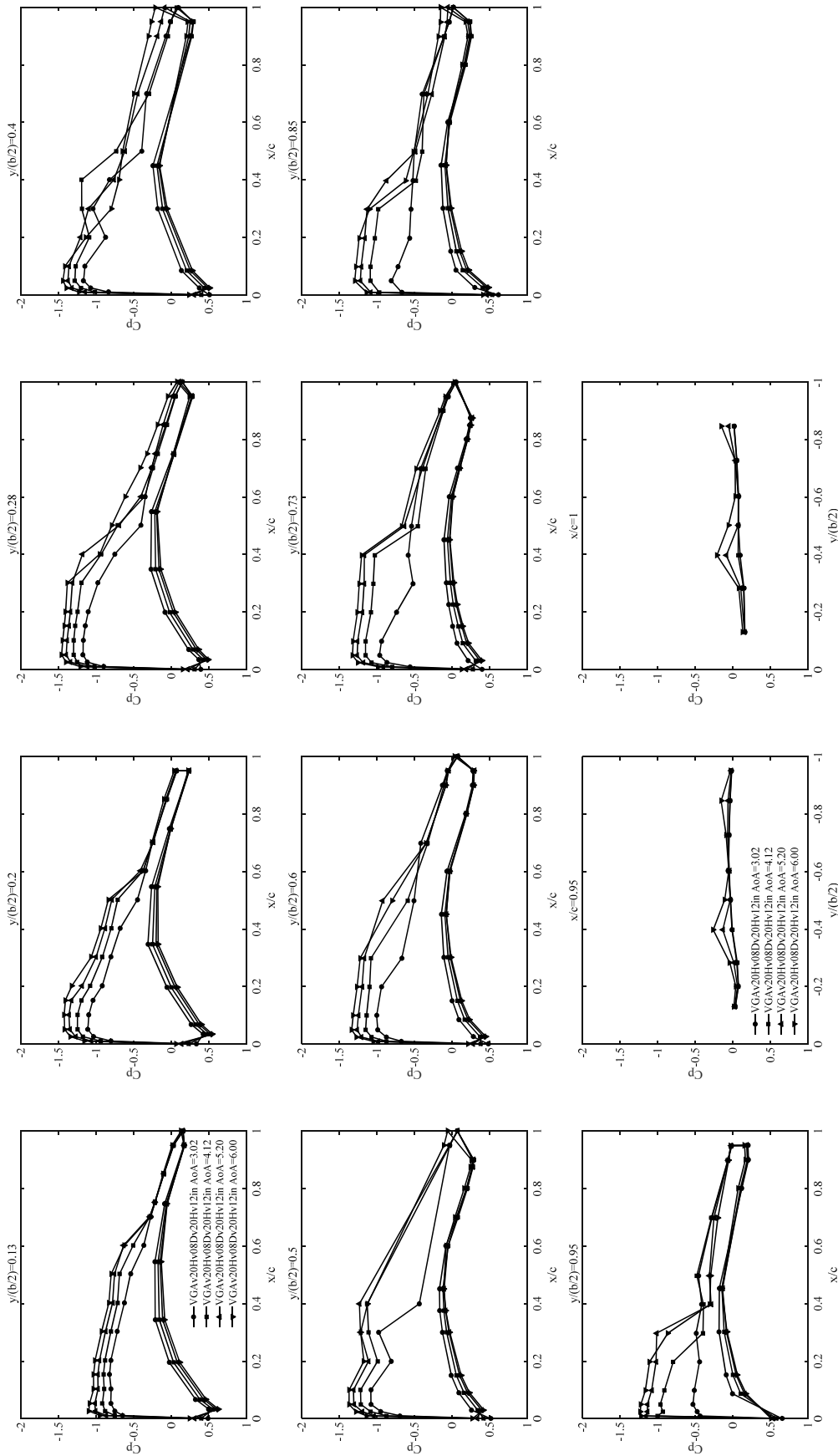


Fig. C-3-15 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv20Hv12in, Run No. 4391)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.02, 4.12, 5.20, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm, 内舷側に 12 枚設置)

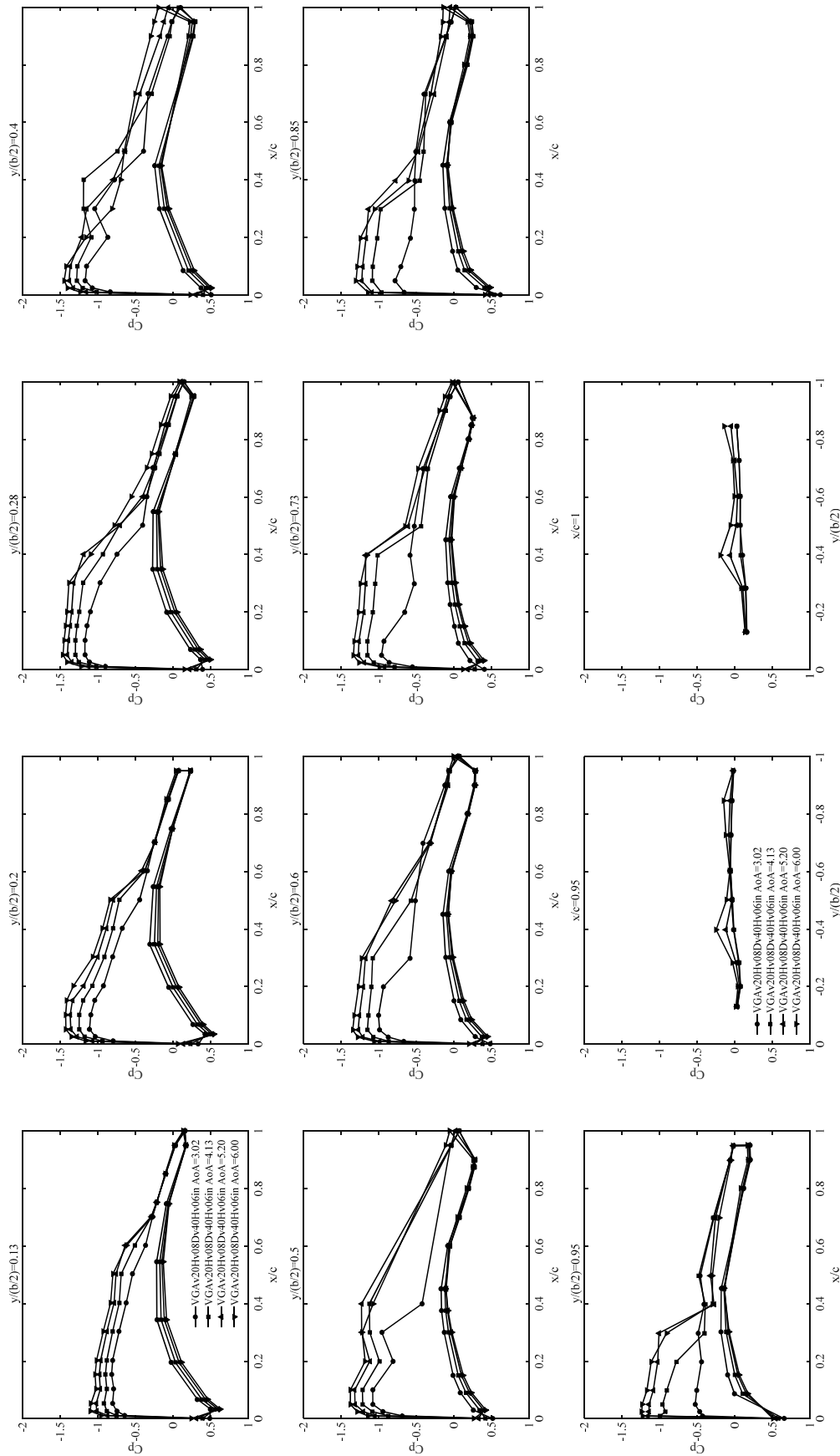


Fig. C-3-16 ナセルなし VG 形態(VGAV20HV08Dv40Hv06in, Run No. 4392)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.02, 4.13, 5.20, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 内舷側に 6 枚設置)

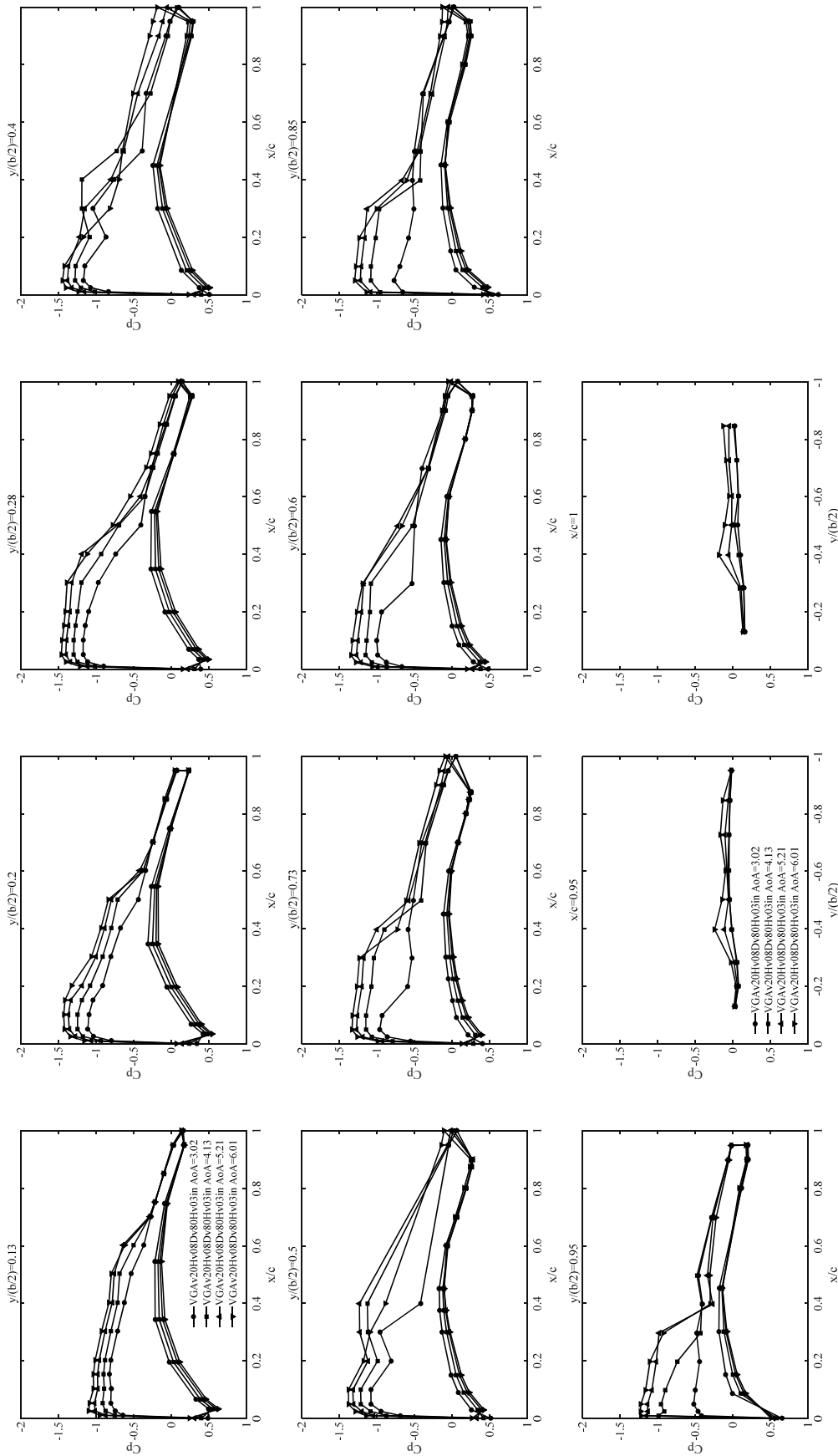


Fig. C-3-17 ナセルなし VG 形態(VGAV20HV08Dv08Hv03in, Run No. 4393)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.02, 4.13, 5.21, 6.01 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm, 内舷側に 3 枚設置)

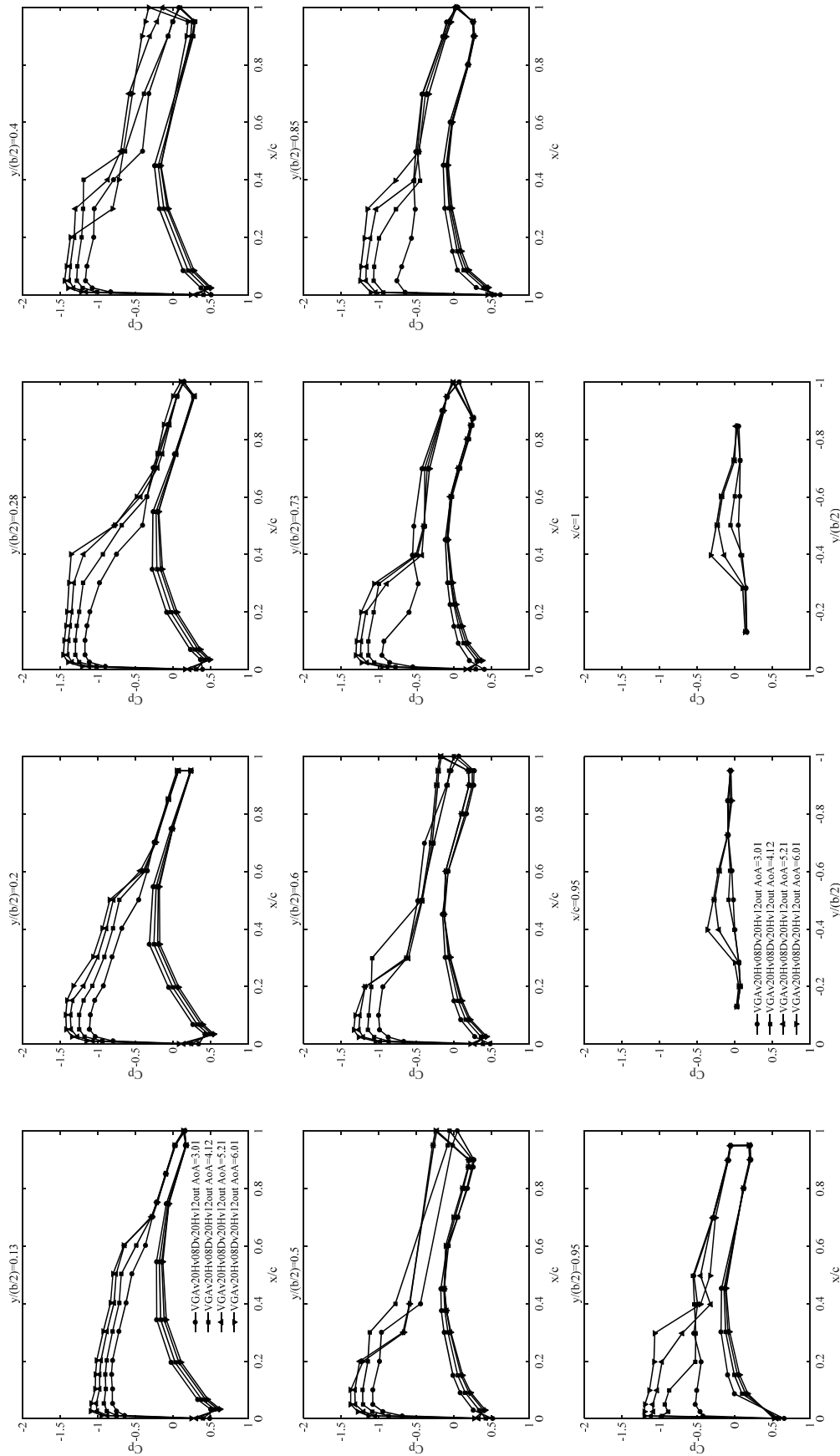


Fig. C-3-18 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv20Hv12out, Run No. 4394)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.21, 6.01 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm, 外舷側に 12 枚設置)

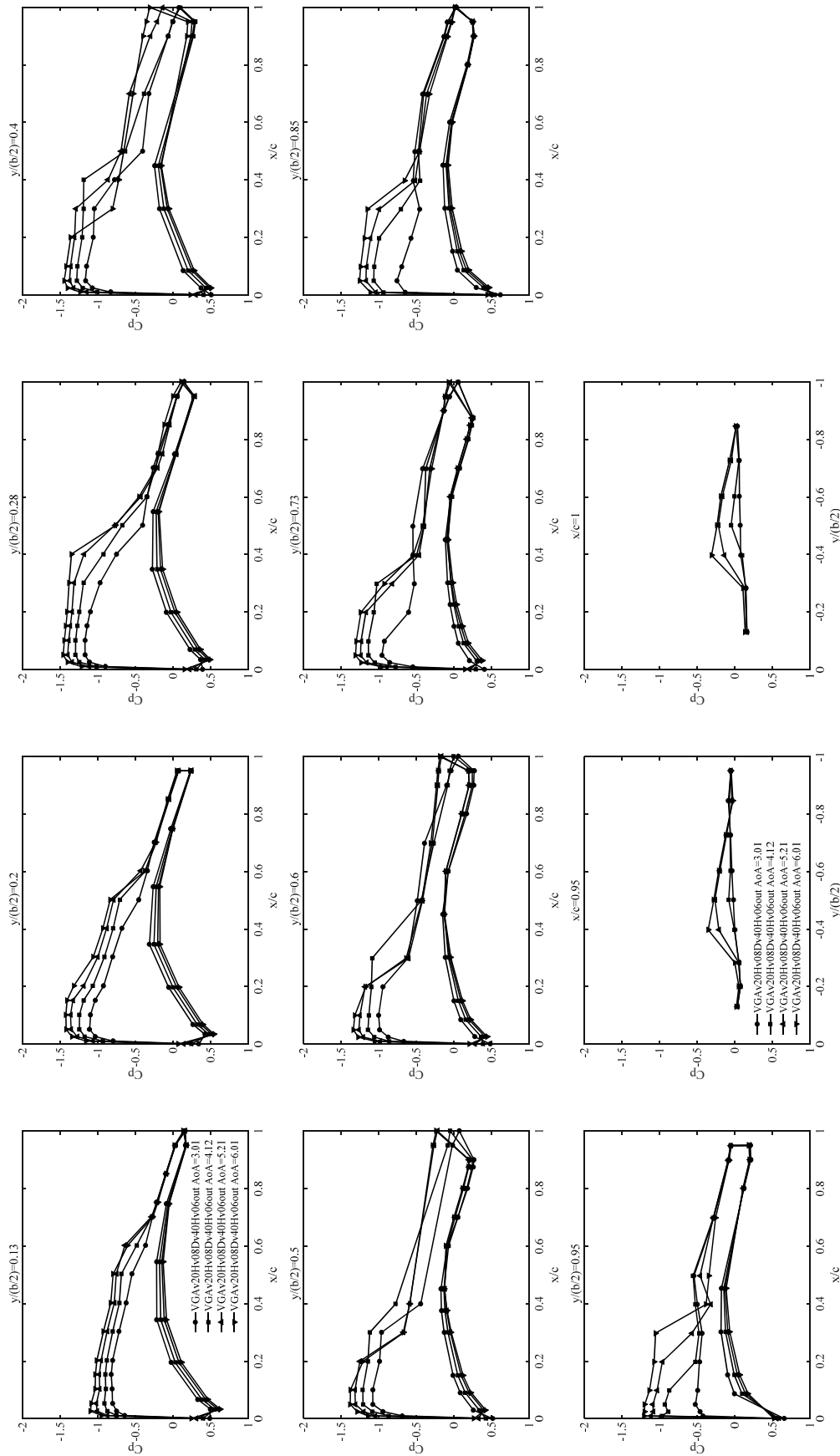


Fig. C-3-19 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv40Hv06out, Run No. 4395)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.21, 6.01 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 外舷側に 6 枚設置)

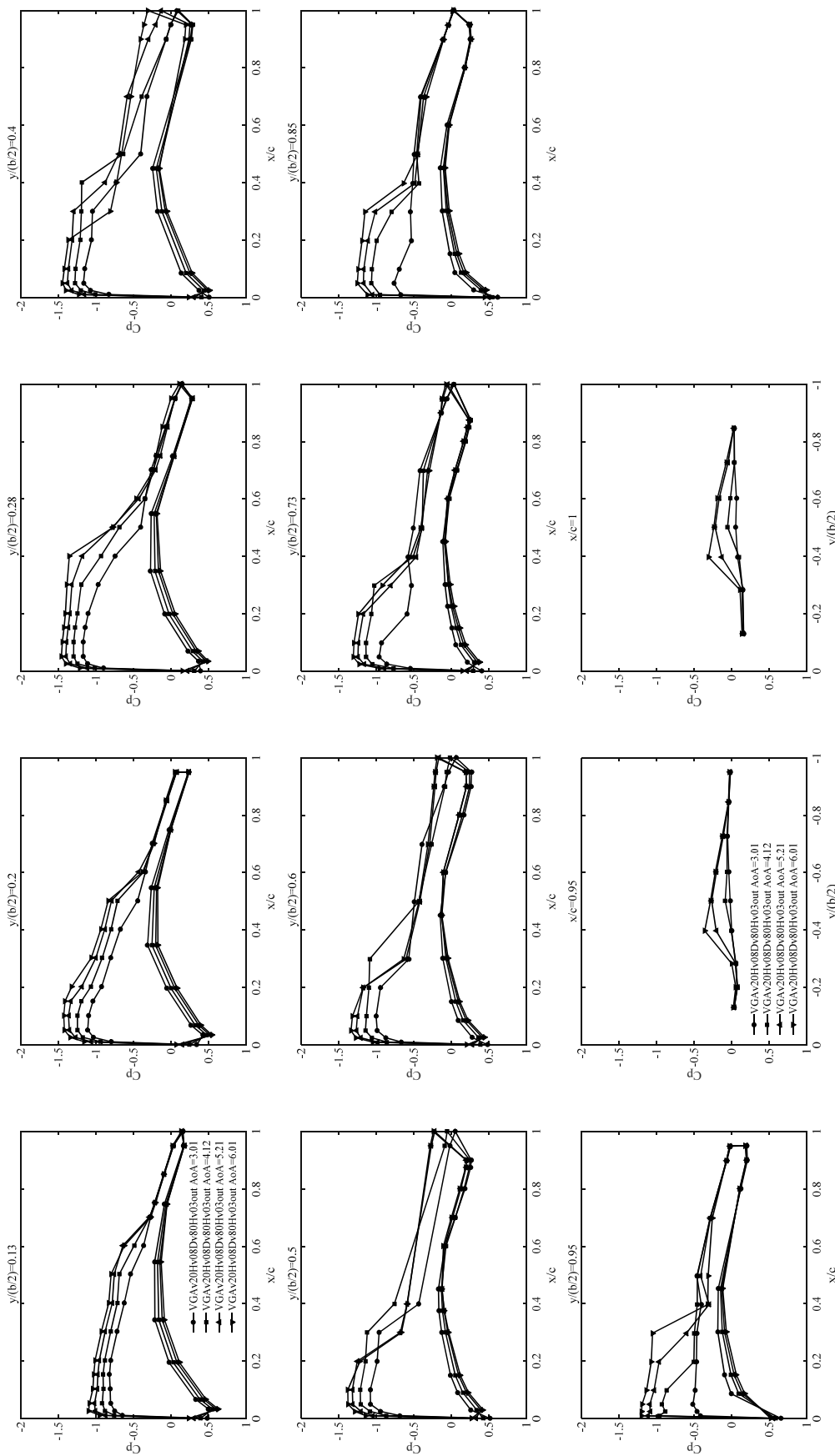


Fig. C-3-20 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv80Hv03out, Run No. 4396)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.12, 5.21, 6.01 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm, VG 側面 : 外舷側に 3 枚設置)

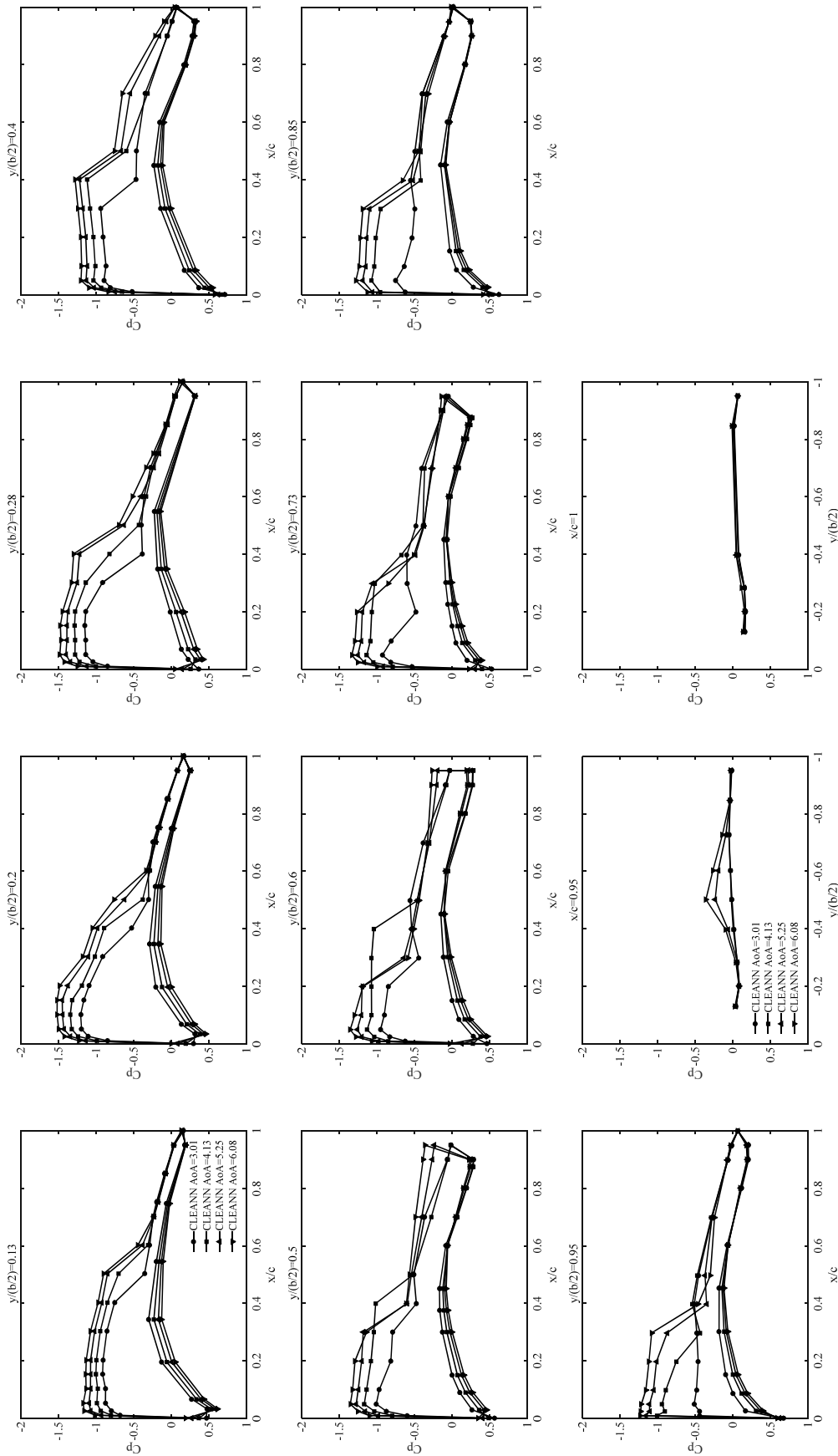


Fig. C-3-21 ナセルあり VG なし形態(CLEANN, Run No. 4482)
 (Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.01, 4.13, 5.25, 6.08 deg, 総圧 : 120 kPa)

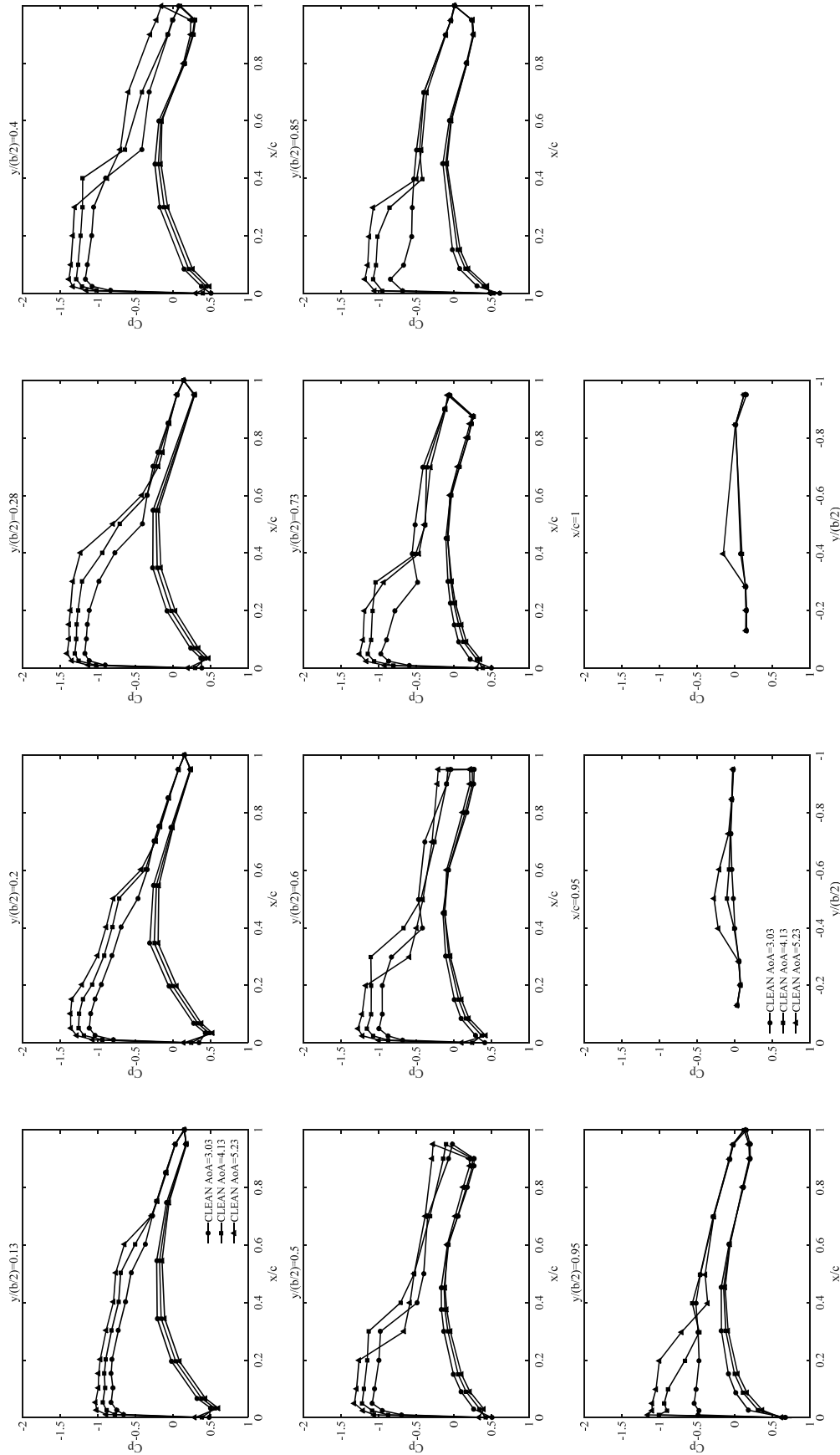


Fig. C-3-22 ナセルなしVGなし形態(CLEAN, Run No. 4487, ナセルありとの比較用データ)
(Mach数 : 0.83, 迎角 : 3.03, 4.13, 5.23 deg, 総圧 : 120 kPa)

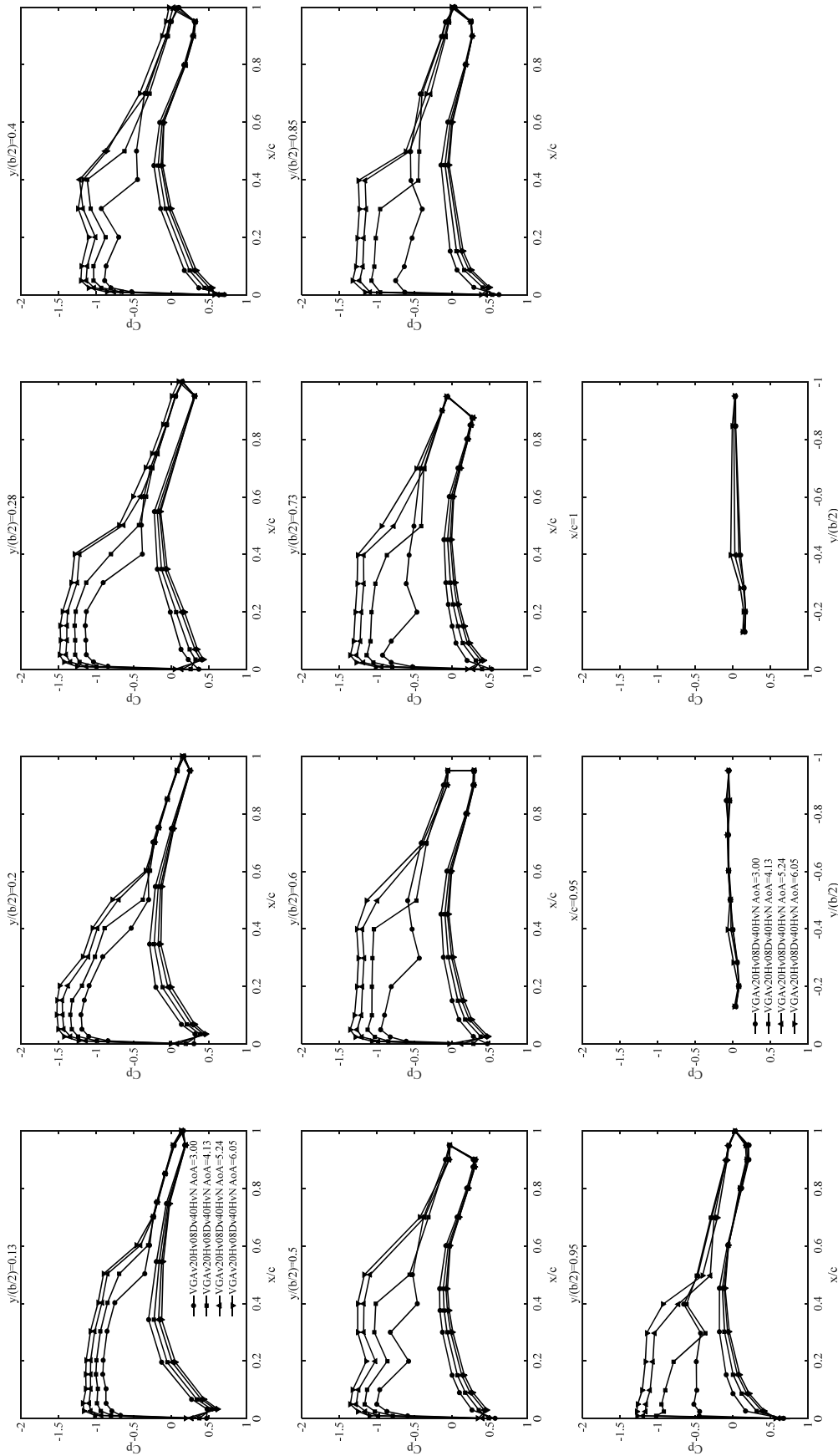


Fig. C-3-23 ナセルあり VG 形態(VGAv20Hv08Dv40HvN, Run No. 4480)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.00, 4.13, 5.24, 6.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

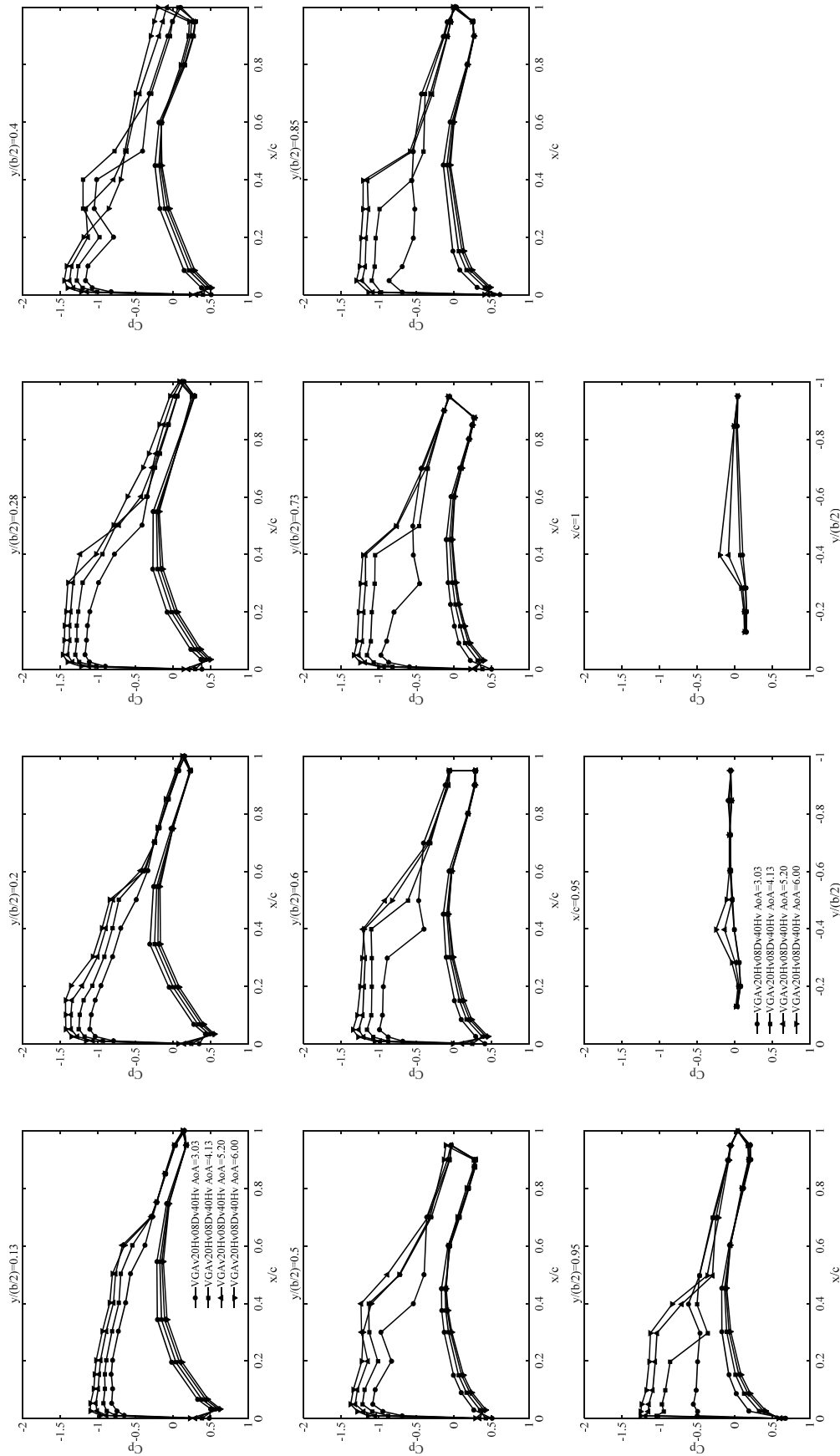


Fig. C-3-24 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv40Hv, Run No. 4484, ナセルありとの比較用データ)

(Mach 数 : 0.83, 迎角 : 3.03, 4.13, 5.20, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

Appendix C-4 Mach 数 0.85 における圧力係数 C_p の迎角間の比較

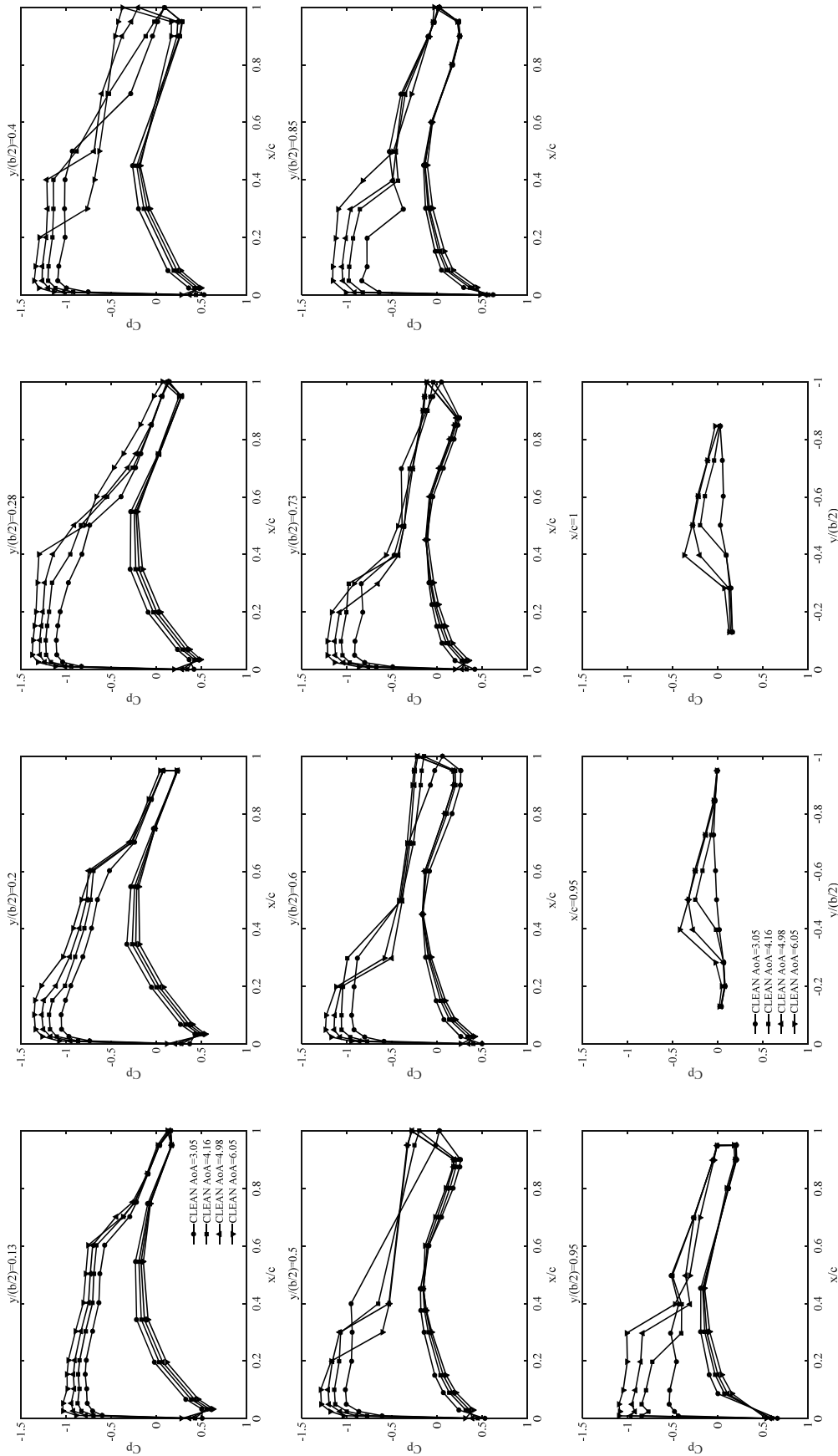


Fig. C-4-1 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4384)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.16, 4.98, 6.05 deg, 総圧 : 120 kPa)

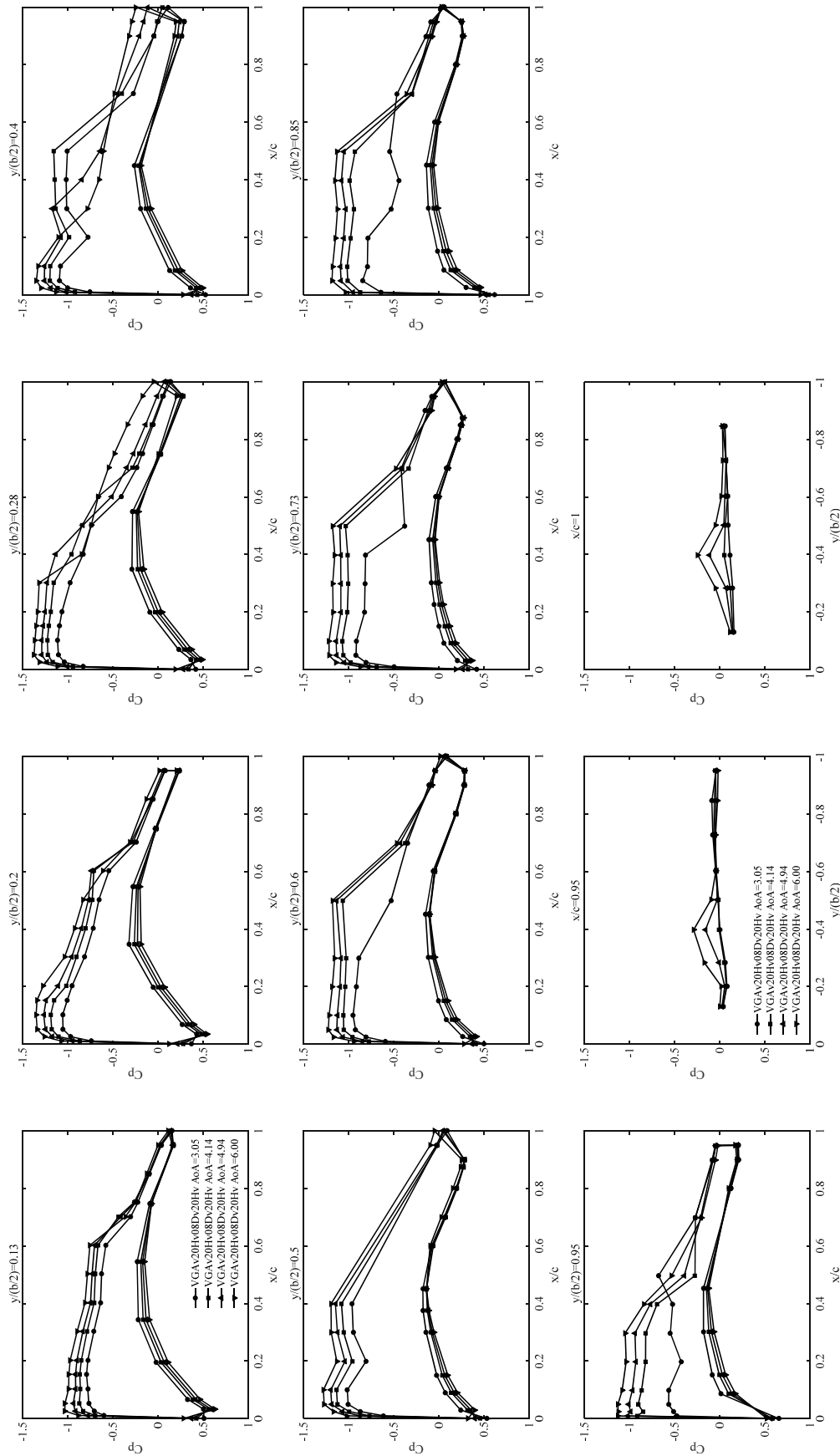


Fig. C-4-2 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv20Hv, Run No. 4377)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.14, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

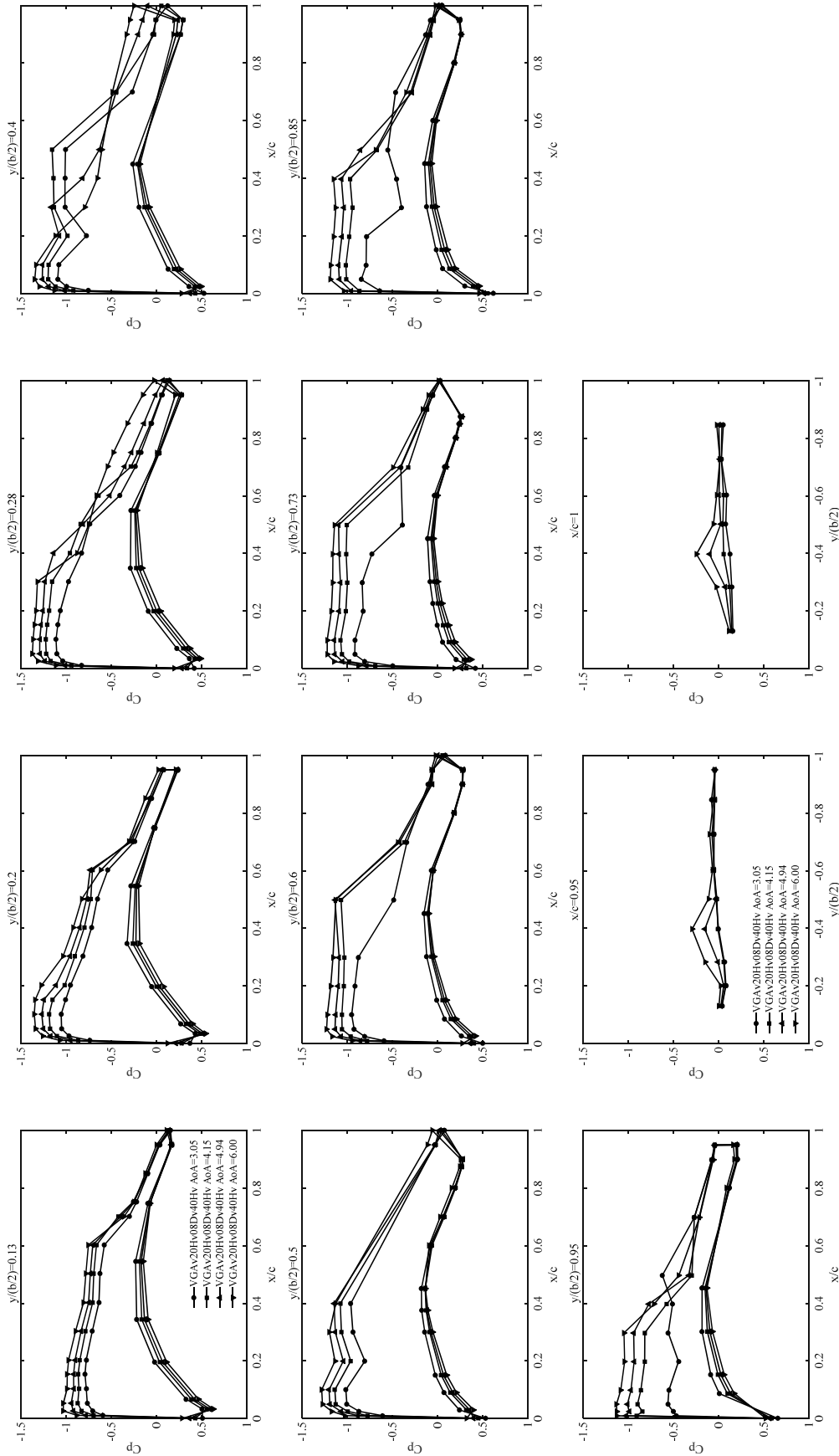


Fig. C-4-3 ナセルなし VG 形態(VGAV20Hv08Dv40Hv, Run No. 4378)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

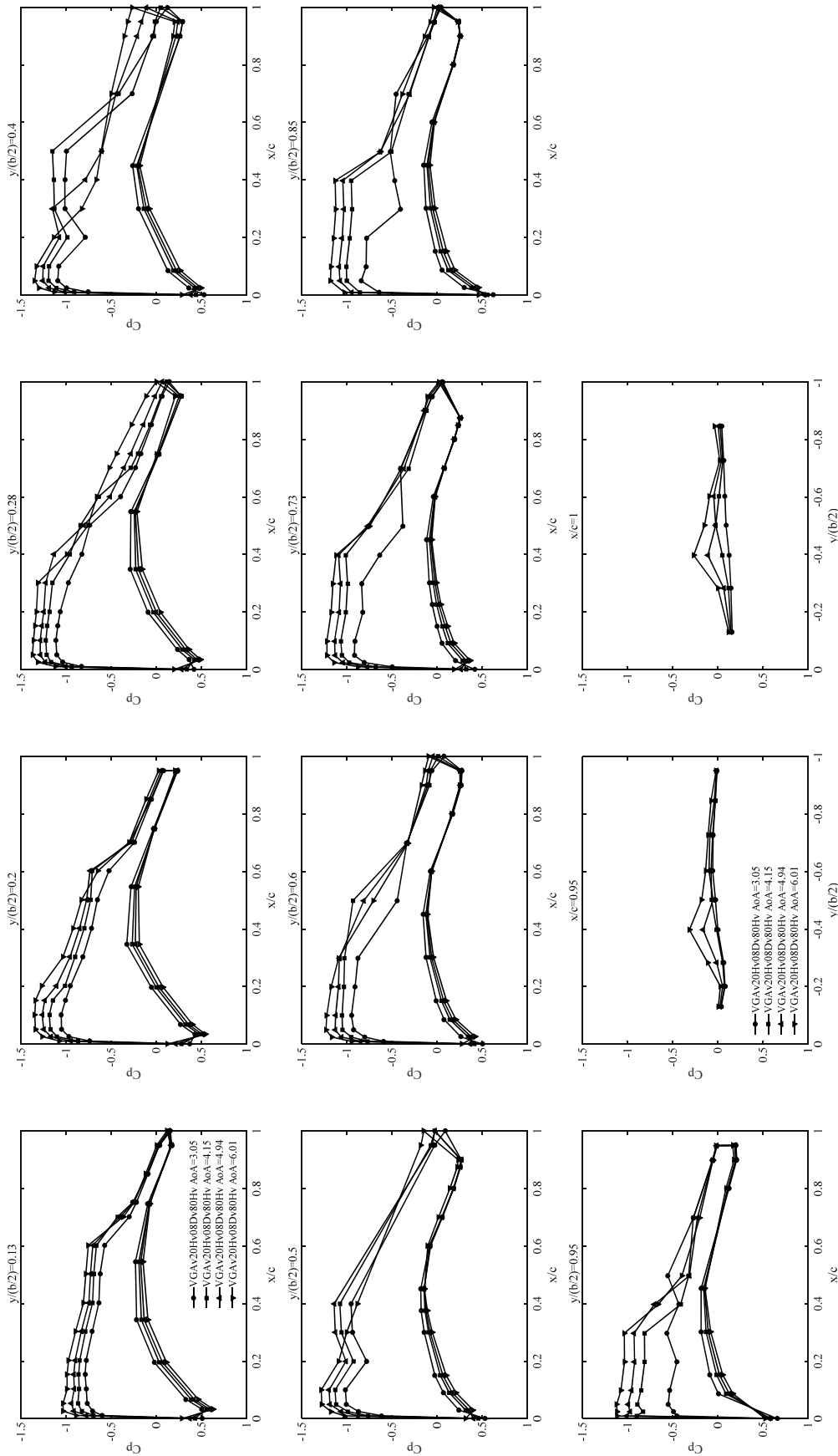


Fig. C-4-4 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv80Hv, Run No. 4383)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.94, 6.01 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

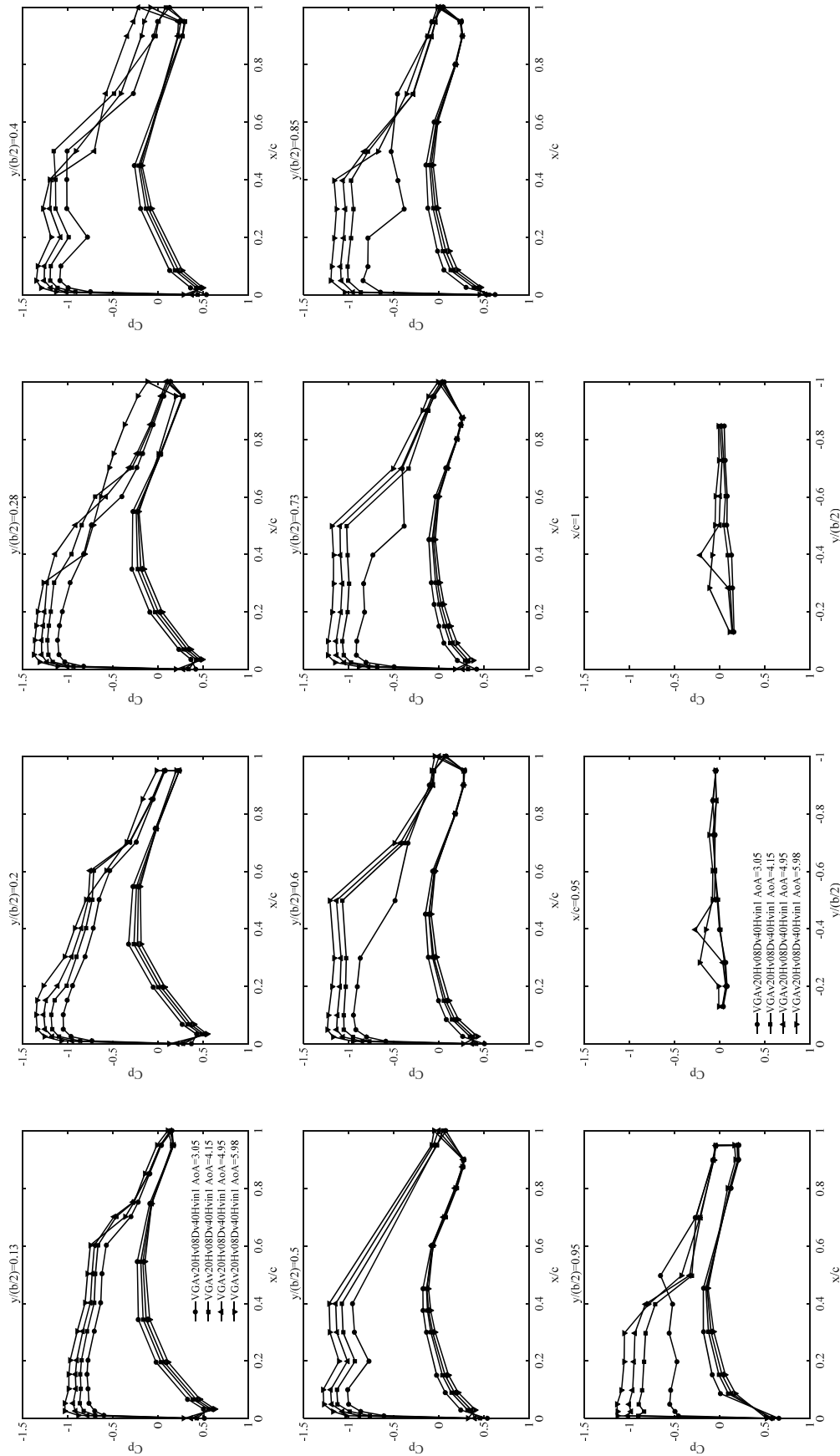


Fig. C-4-5 ナセルなし VG 形態(VGAV20Hv08Dv40Hvin1, Run No. 4382)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.95, 5.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 内舷 VG を 1 枚追加)

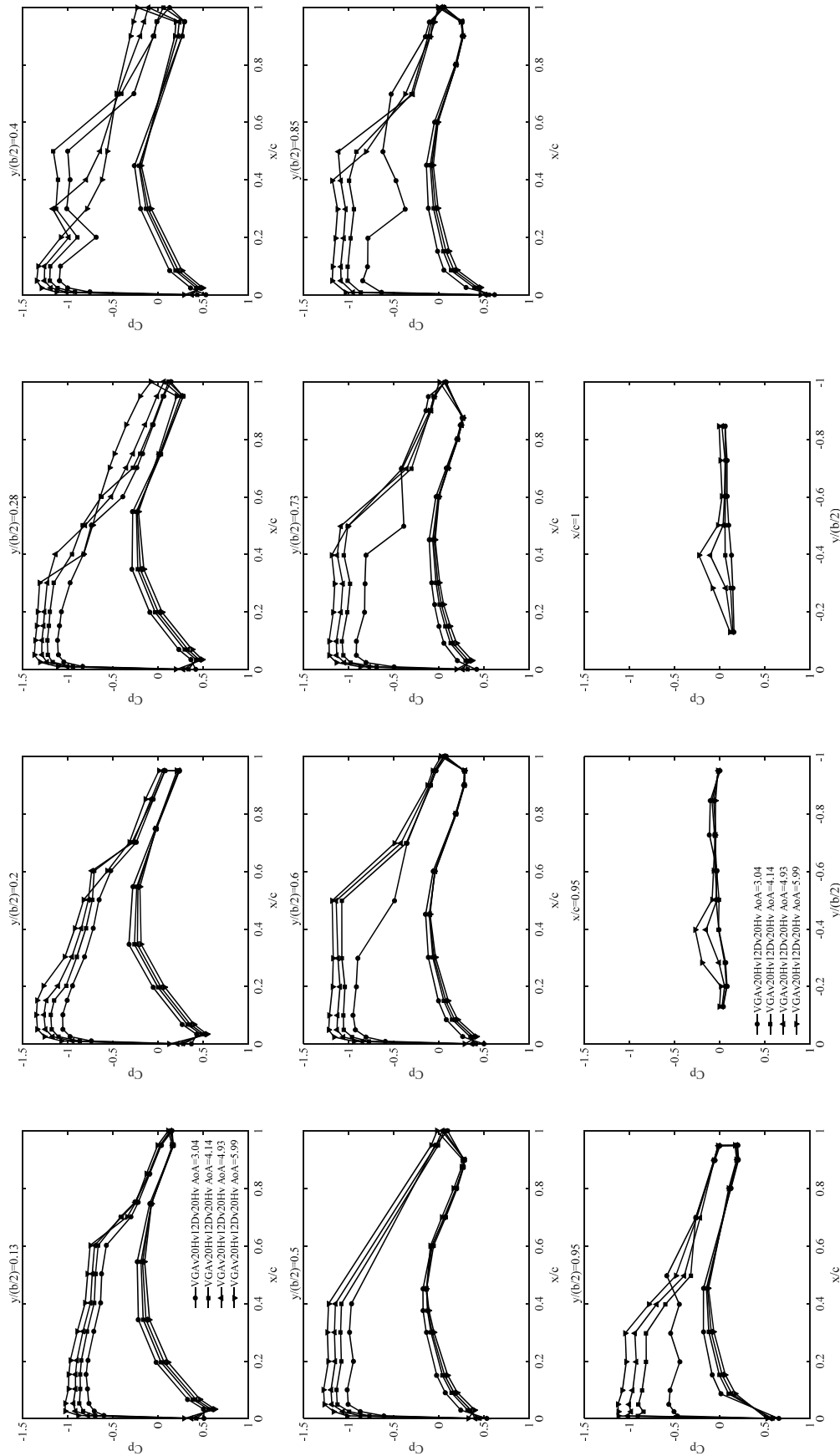


Fig. C-4-6 ナセルなし VG 形態(VGA_v20Hv12D_v20Hv, Run No. 4379)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.04, 4.14, 4.93, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 24 mm)

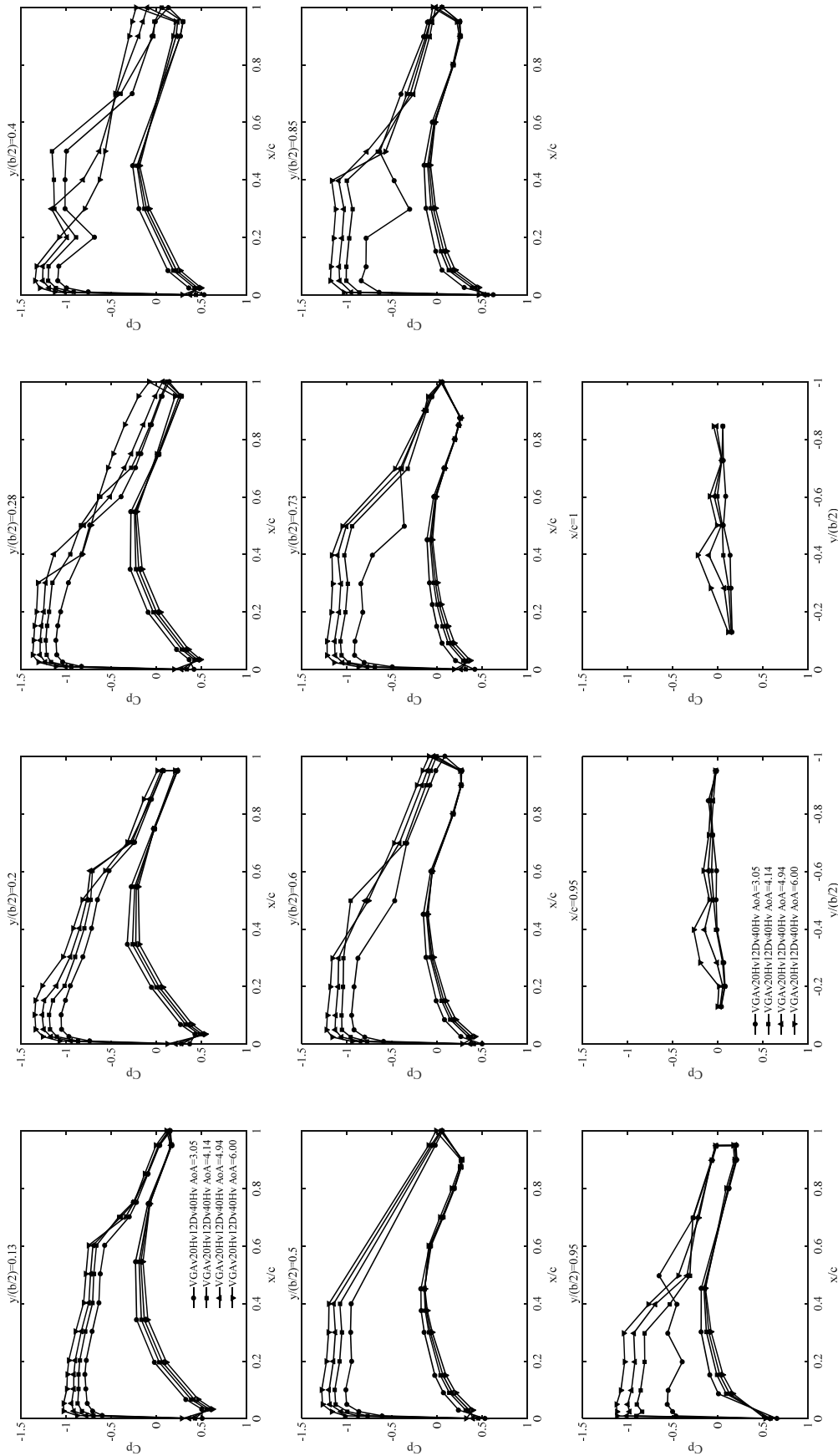


Fig. C-4-7 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv12Dv40Hv, Run No. 4380)
 (Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.14, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 48 mm)

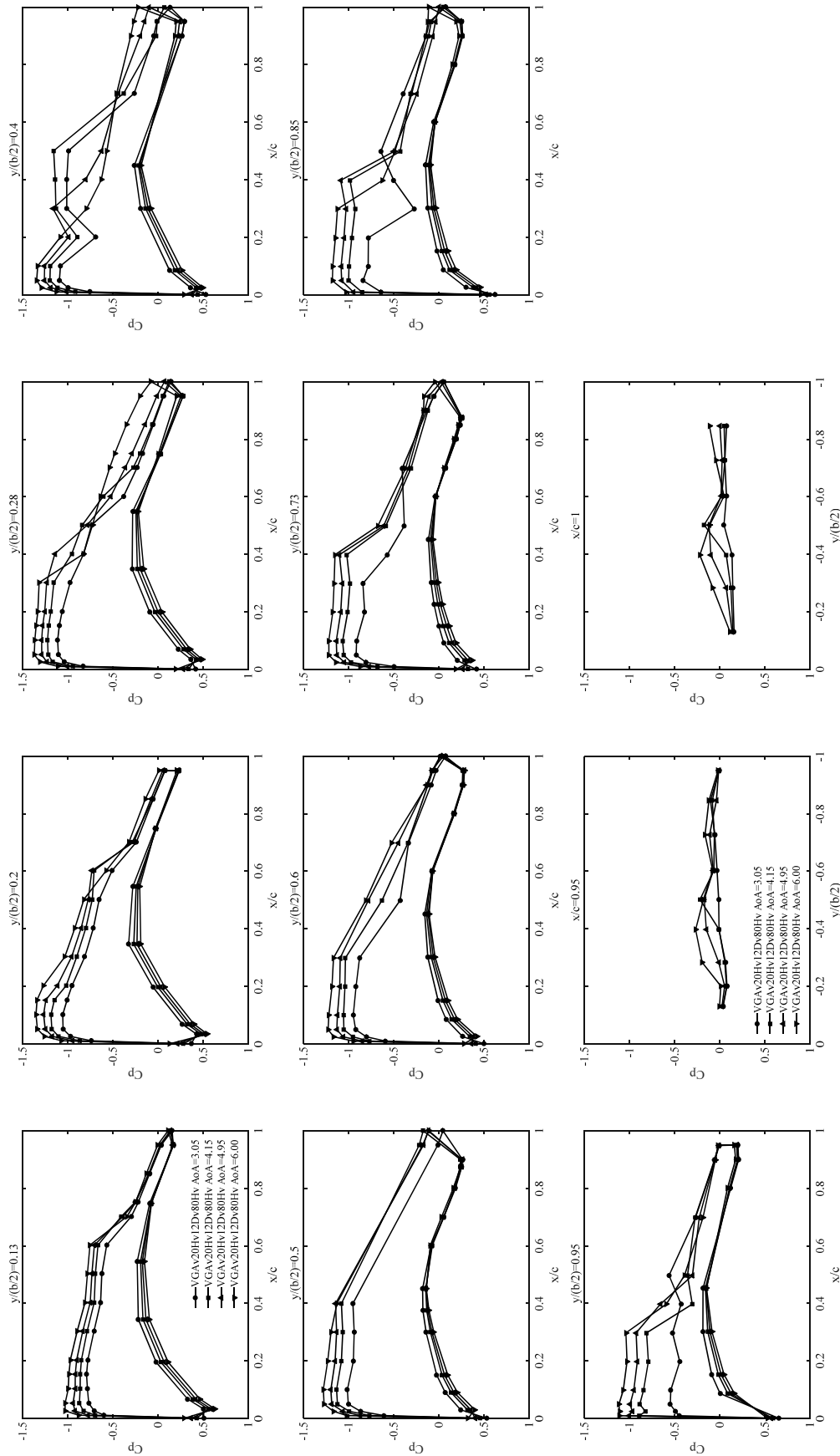


Fig. C-4-8 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv12Dv80Hv, Run No. 4381)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.95, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 96 mm)

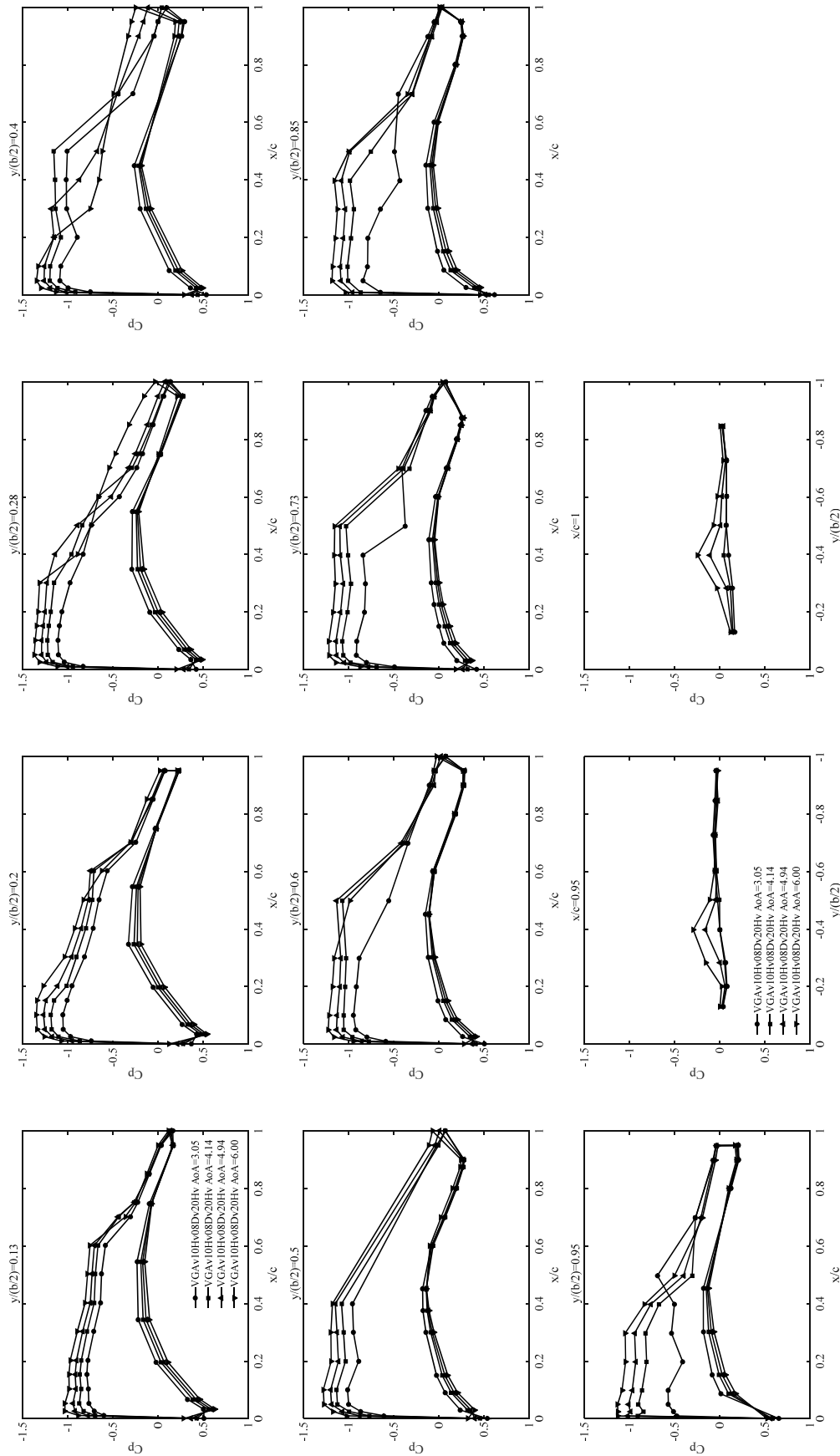


Fig. C-4-9 ナセルなし VG 形態(VGAv10Hv08Dv20Hv, Run No. 4385)
 (Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.14, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

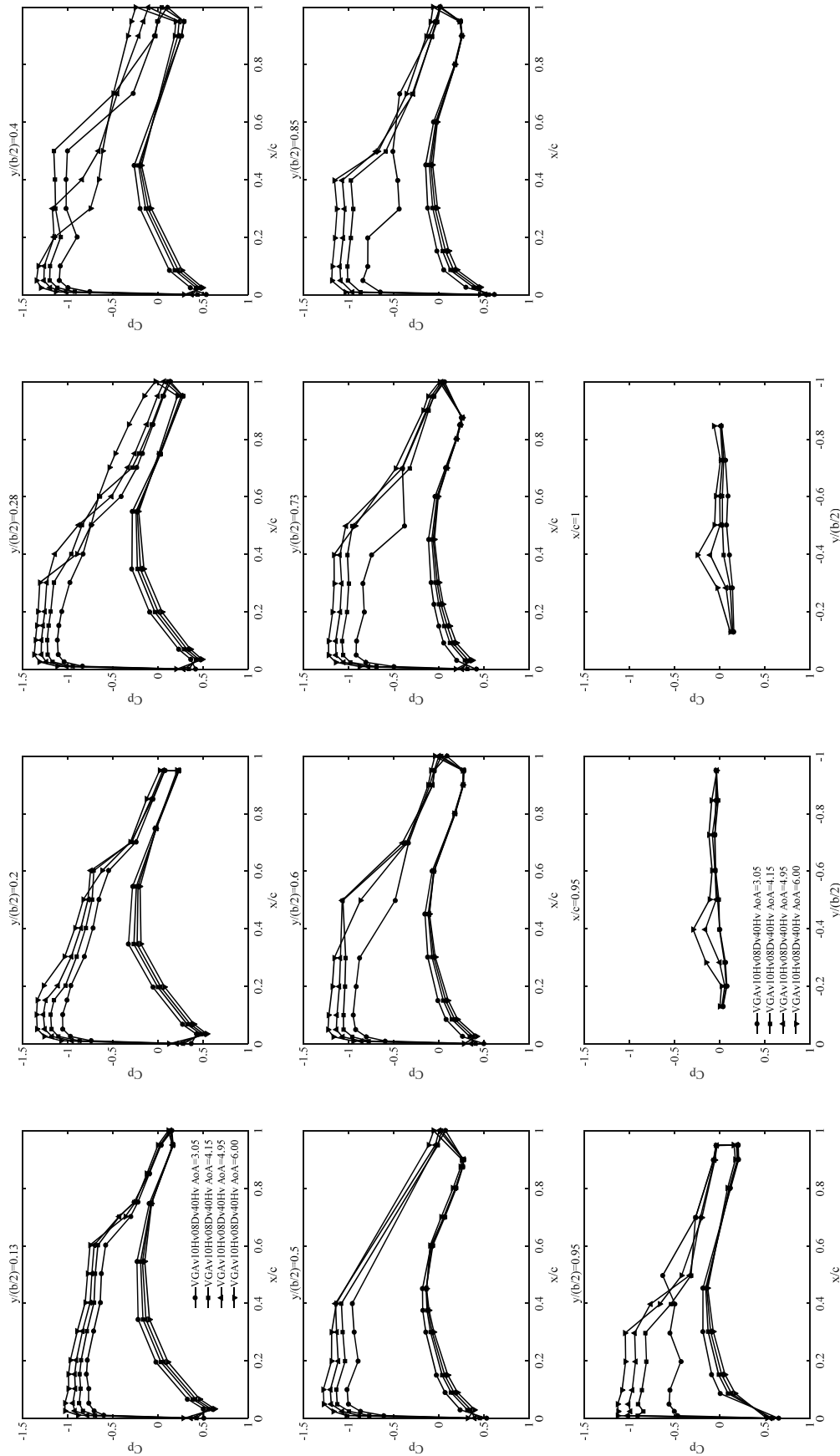


Fig. C-4-10 ナセルなし VG 形態(VGAV10Hv08Dv40HV, Run No. 4386)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.14, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

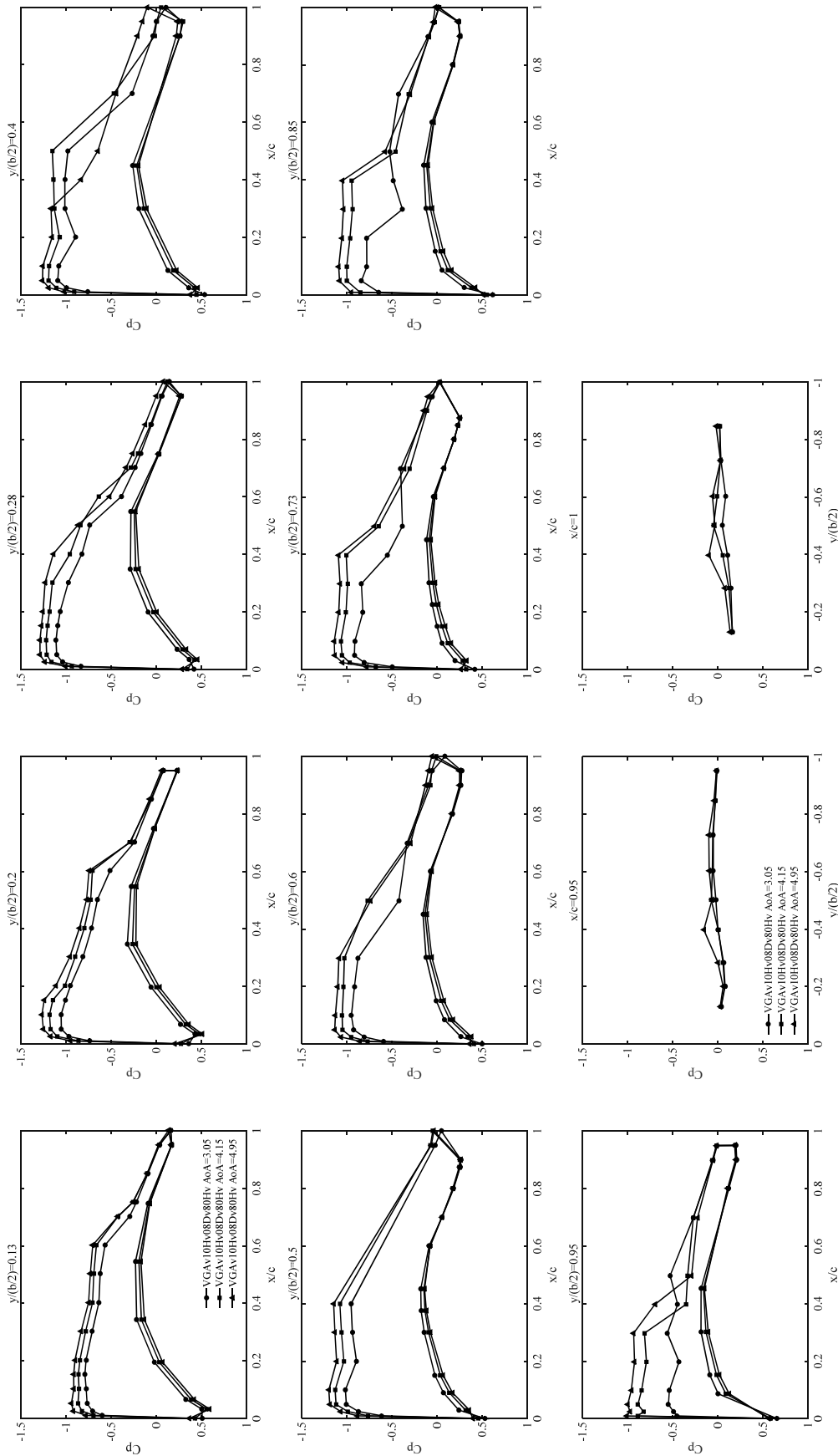


Fig. C-4-11 ナセルなし VG 形態(VGAV10HV08Dv80HV, Run No. 4387)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.95 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

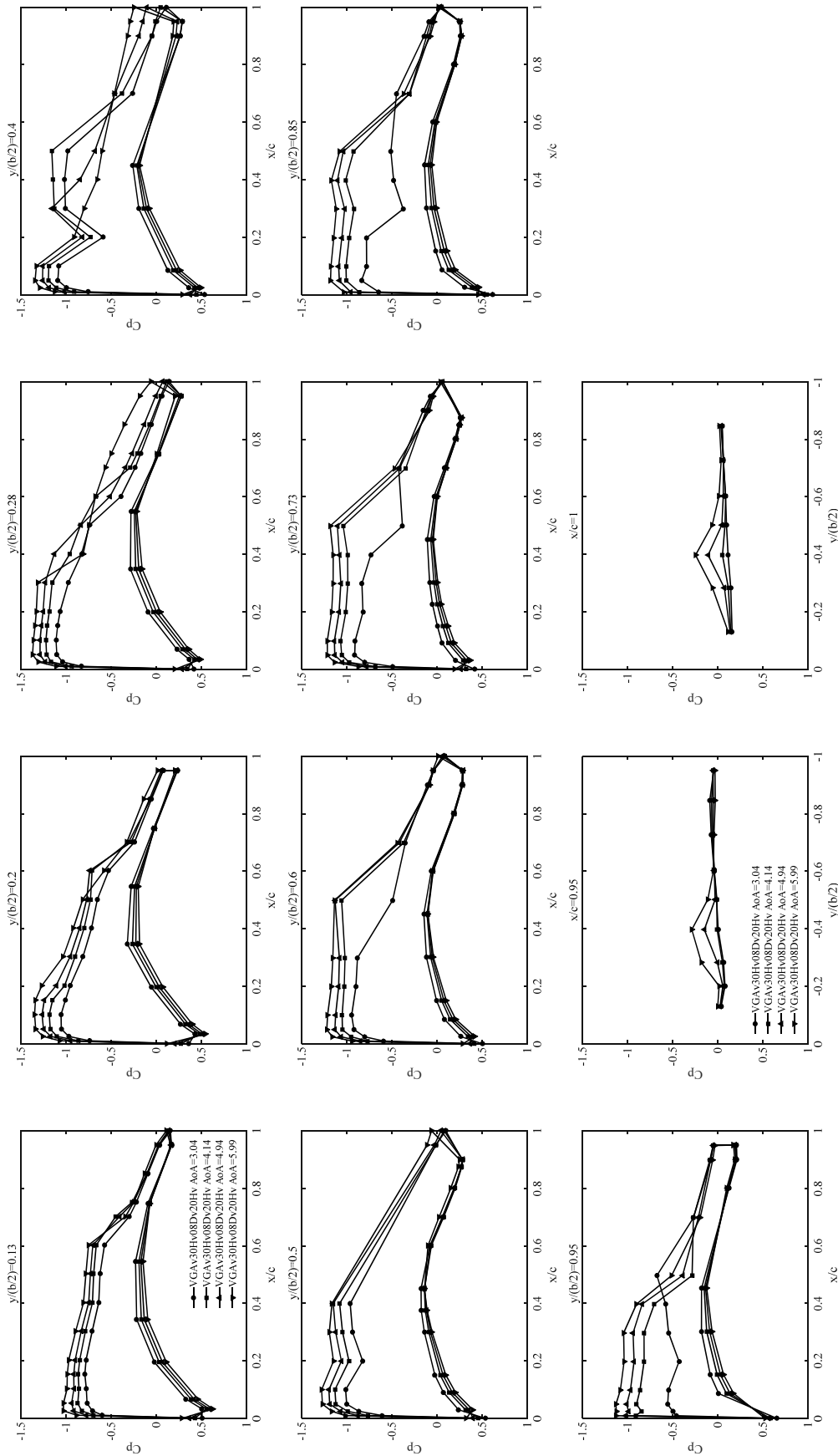


Fig. C-4-12 ナセルなし VG 形態(VGAV30HHv08Dv20HV, Run No. 4388)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.04, 4.14, 4.94, 5.99 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

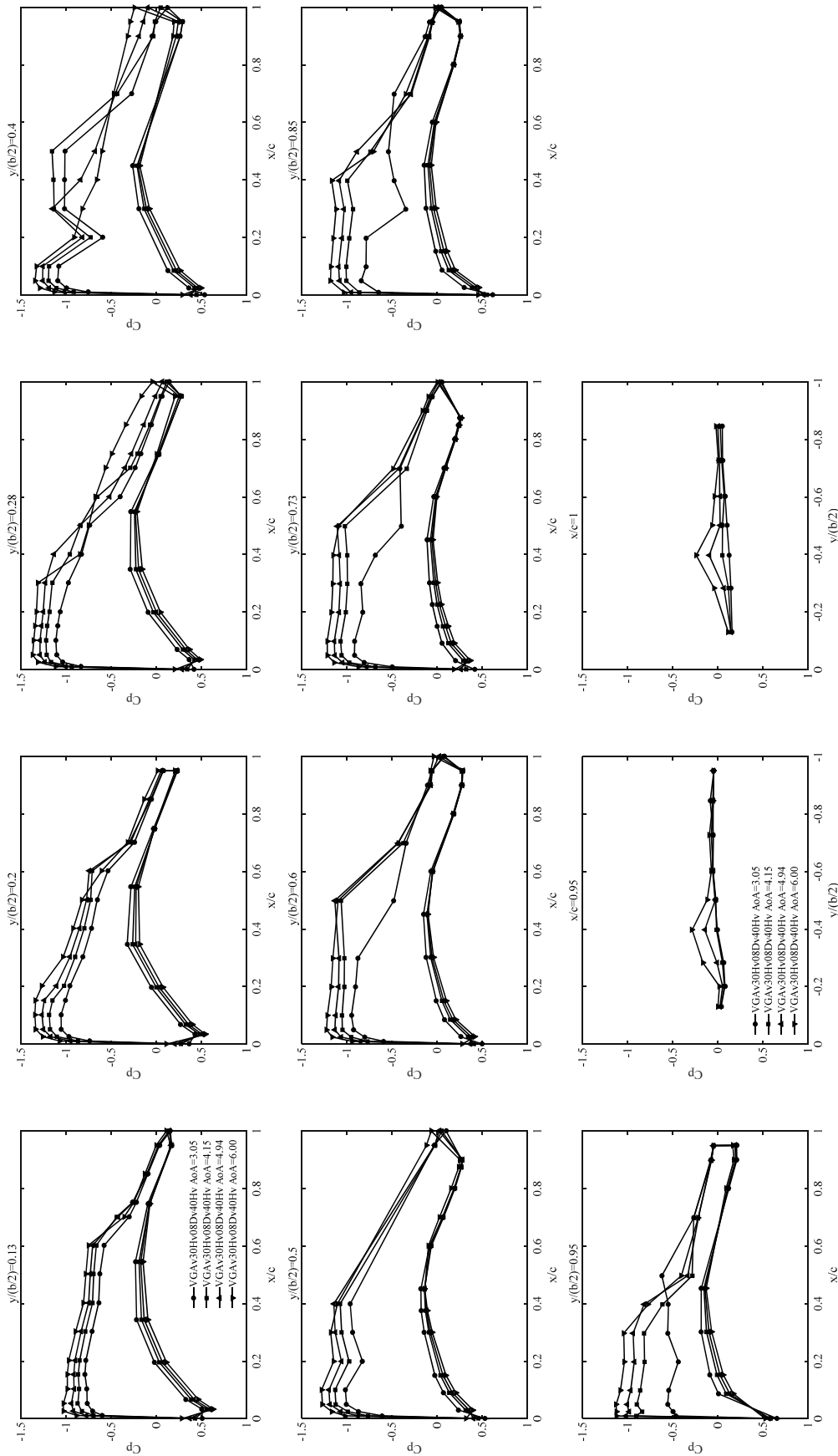


Fig. C-4-13 ナセルなし VG 形態(VGAV30Hv08Dv40Hv, Run No. 4389)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

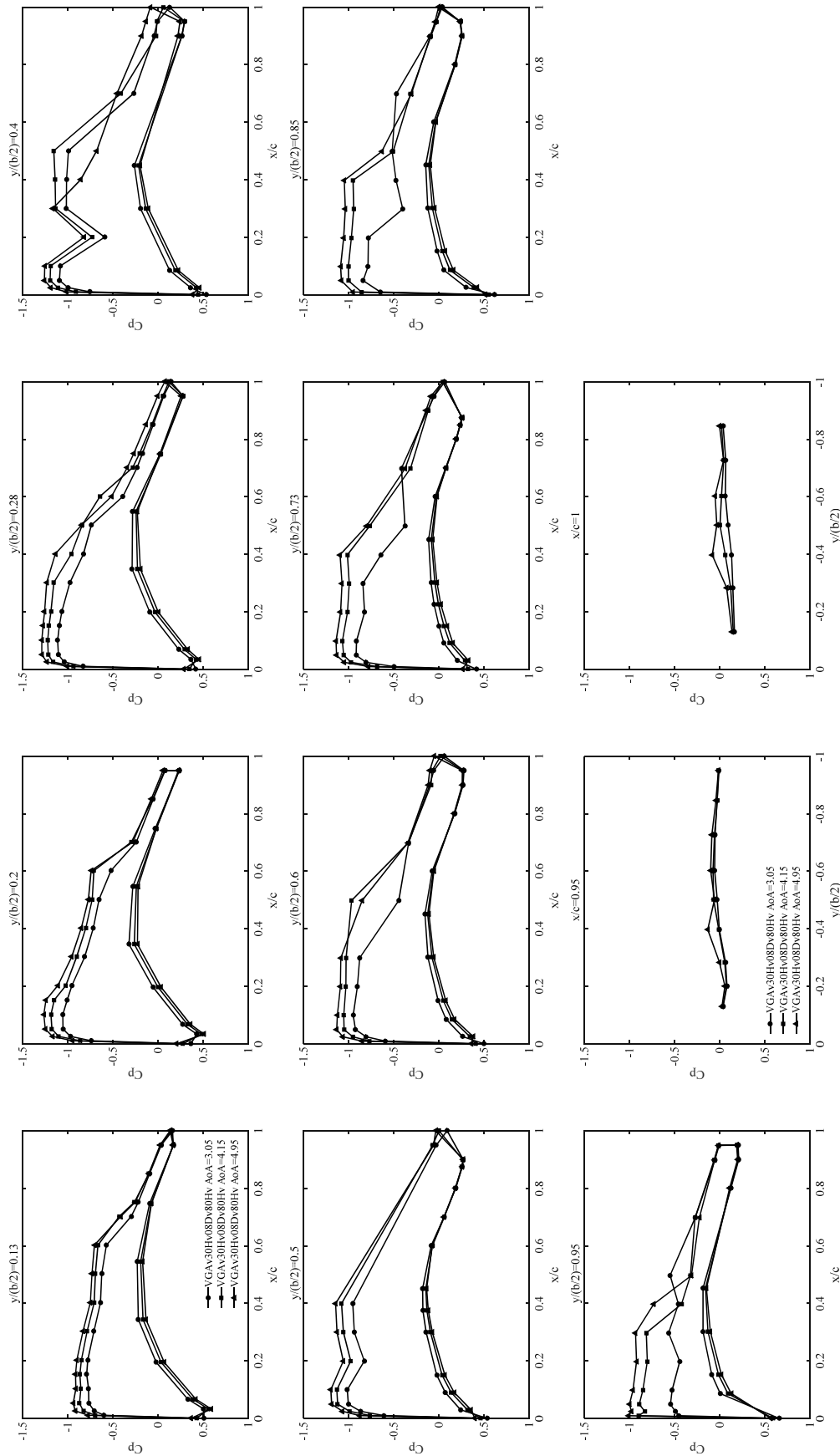


Fig. C-4-14 ナセルなし VG 形態(VGAv30Hv08Dv80Hv, Run No. 4390)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.95 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

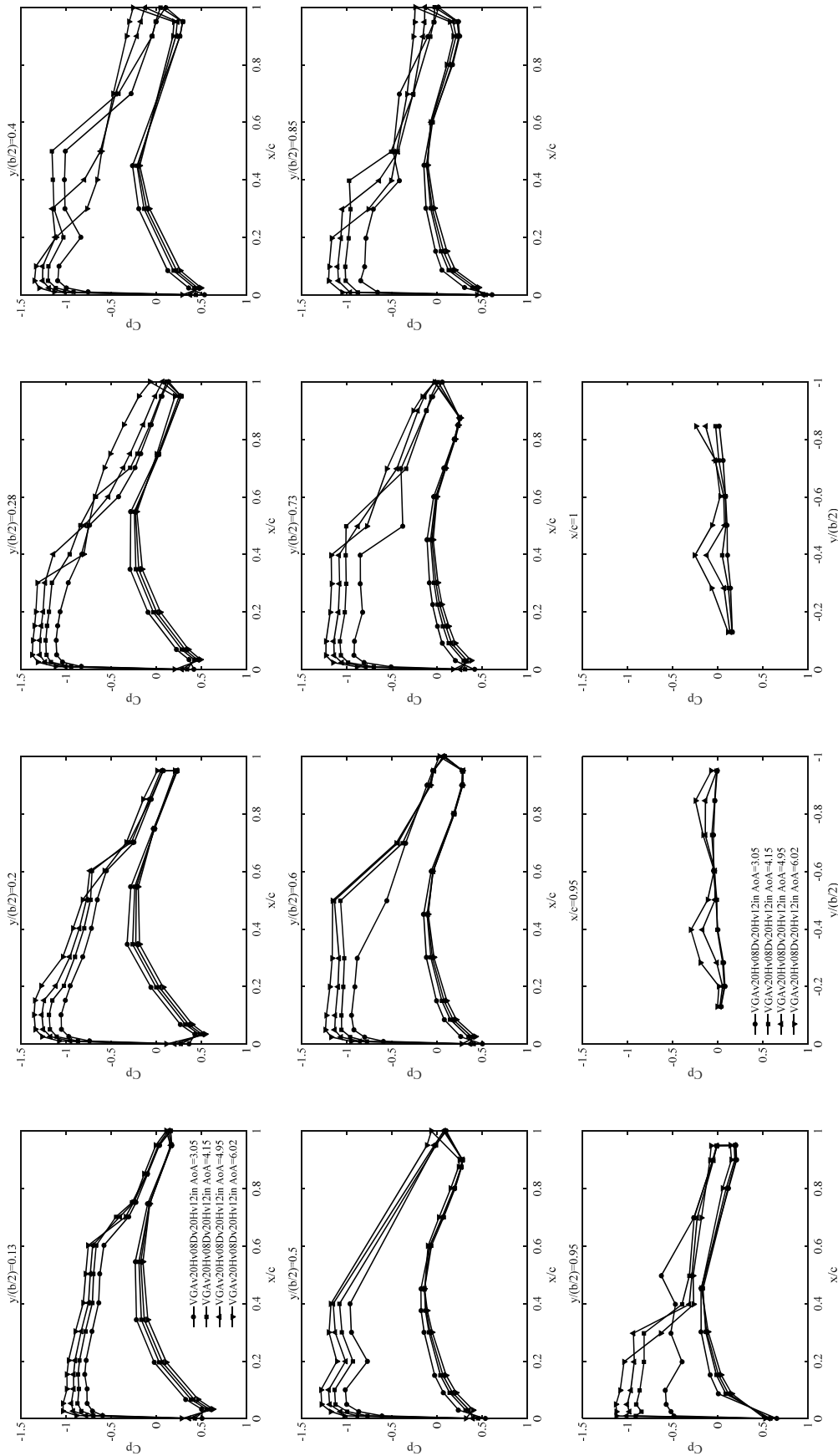


Fig. C-4-15 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv20Hv12in, Run No. 4391)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.95, 6.02 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm, 内舷側に 12 枚設置)

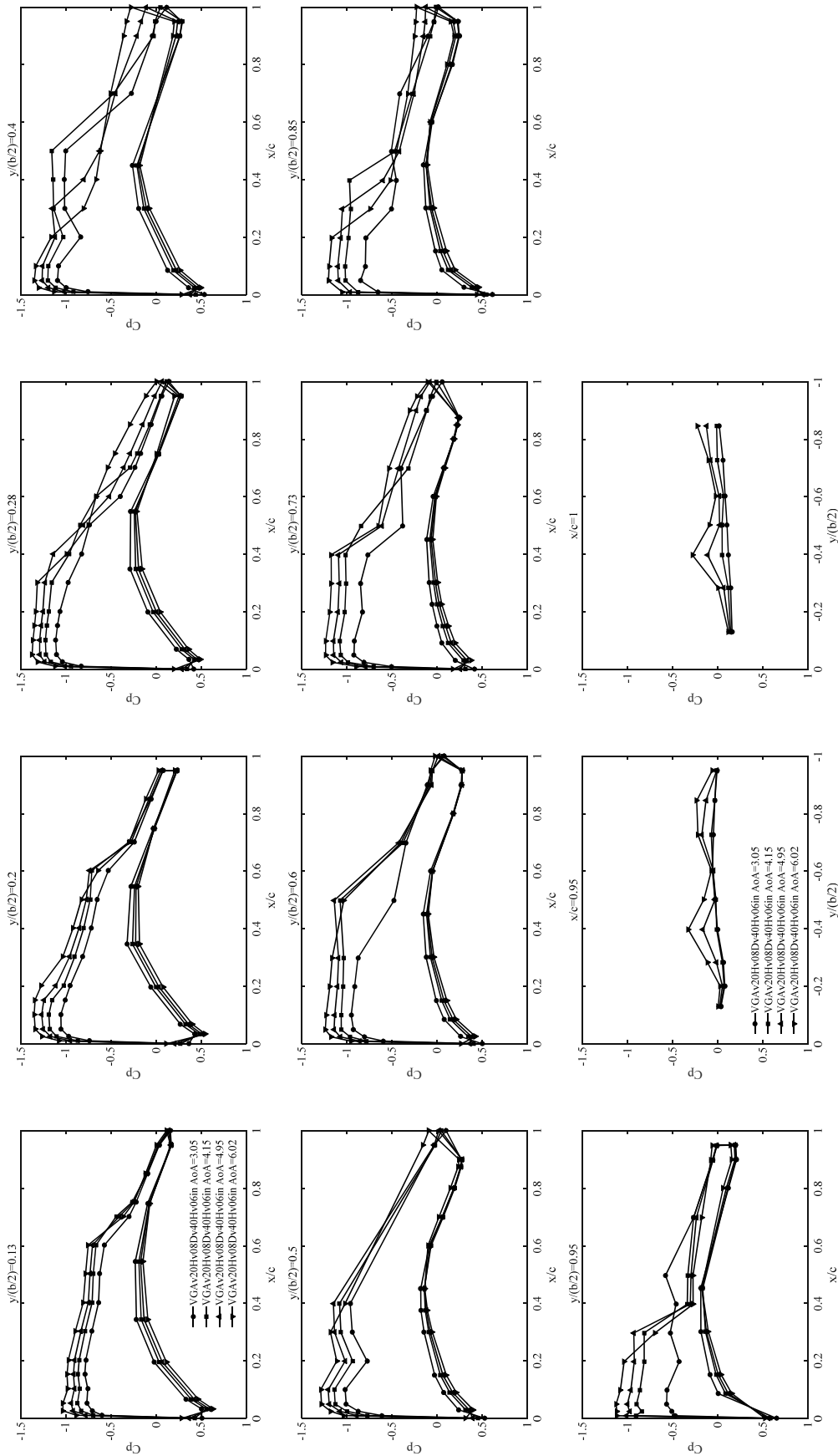


Fig. C-4-16 ナセルなし VG 形態(VGAV20Hv08Dv40Hv06in, Run No. 4392)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.95, 6.02 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 内舷側に 6 枚設置)

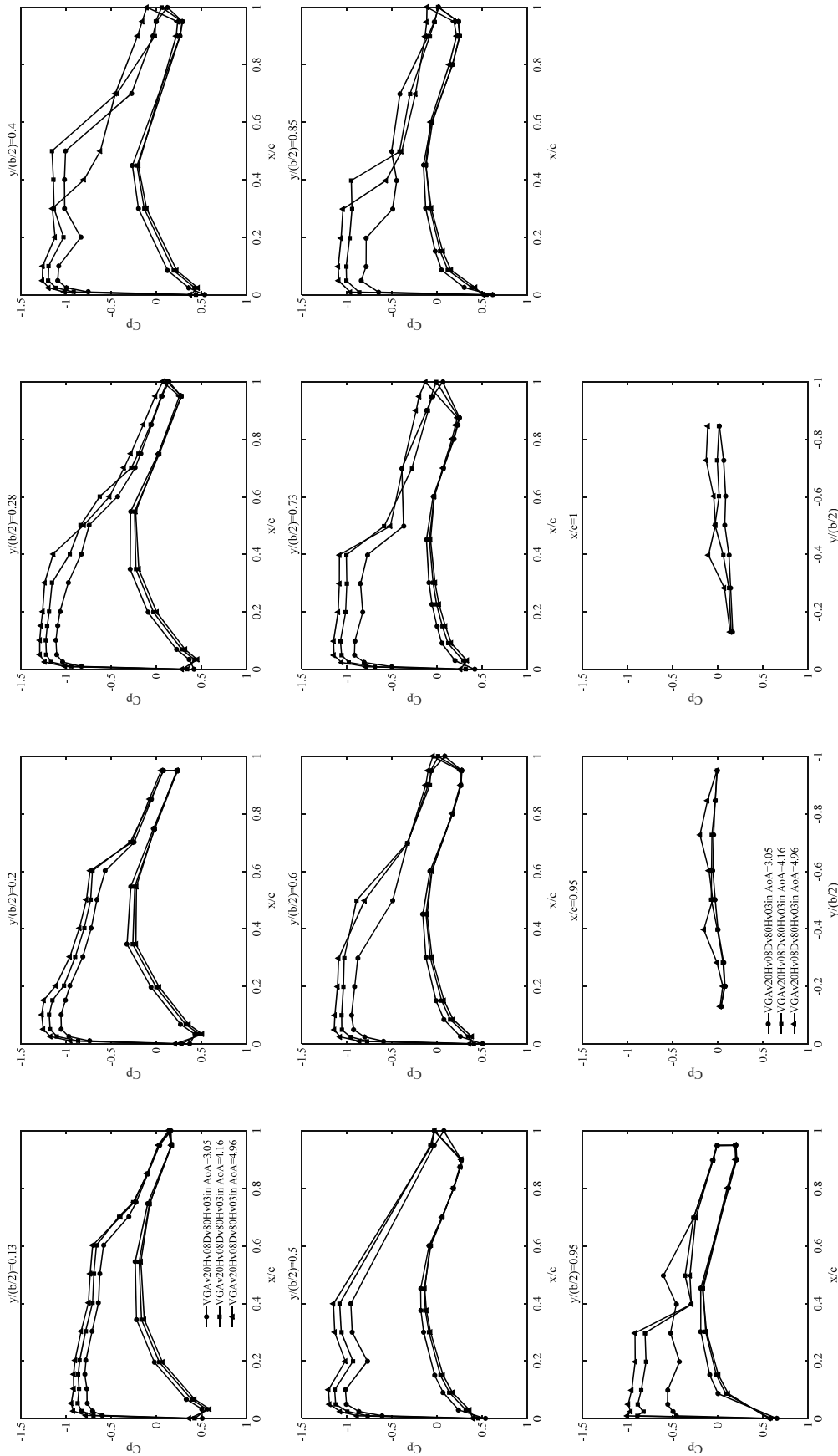


Fig. C-4-17 ナセルなし VG 形態(VGAV20HV08Dv80Hv03in, Run No. 4393)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.16, 4.96 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm, 内舷側に 3 枚設置)

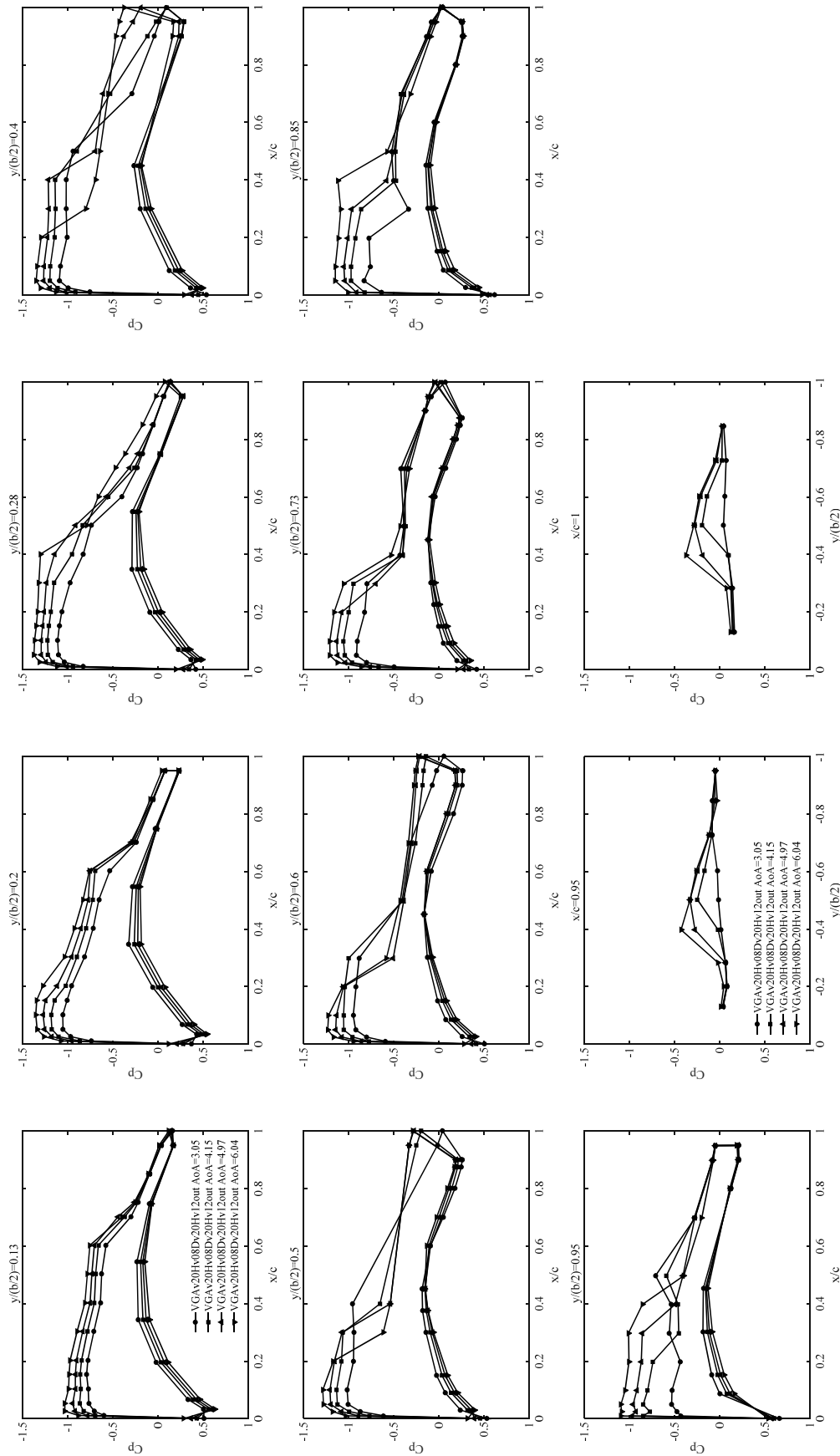


Fig. C-4-18 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv20Hv12out, Run No. 4394)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.97, 6.04 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm, 外舷側に 12 枚設置)

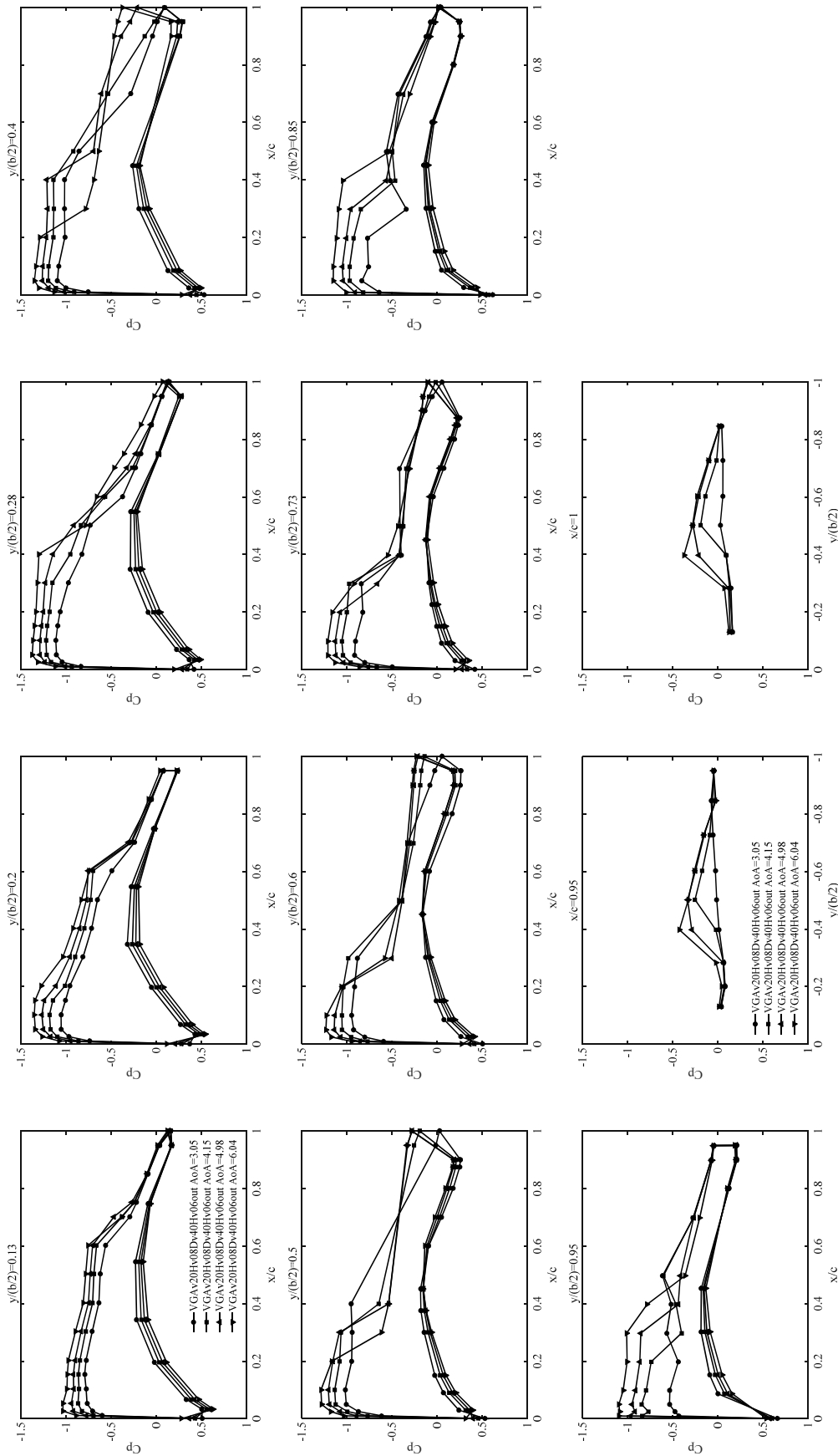


Fig. C-4-19 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv40Hv06out, Run No. 4395)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.98, 6.04 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 外舷側に 6 枚設置)

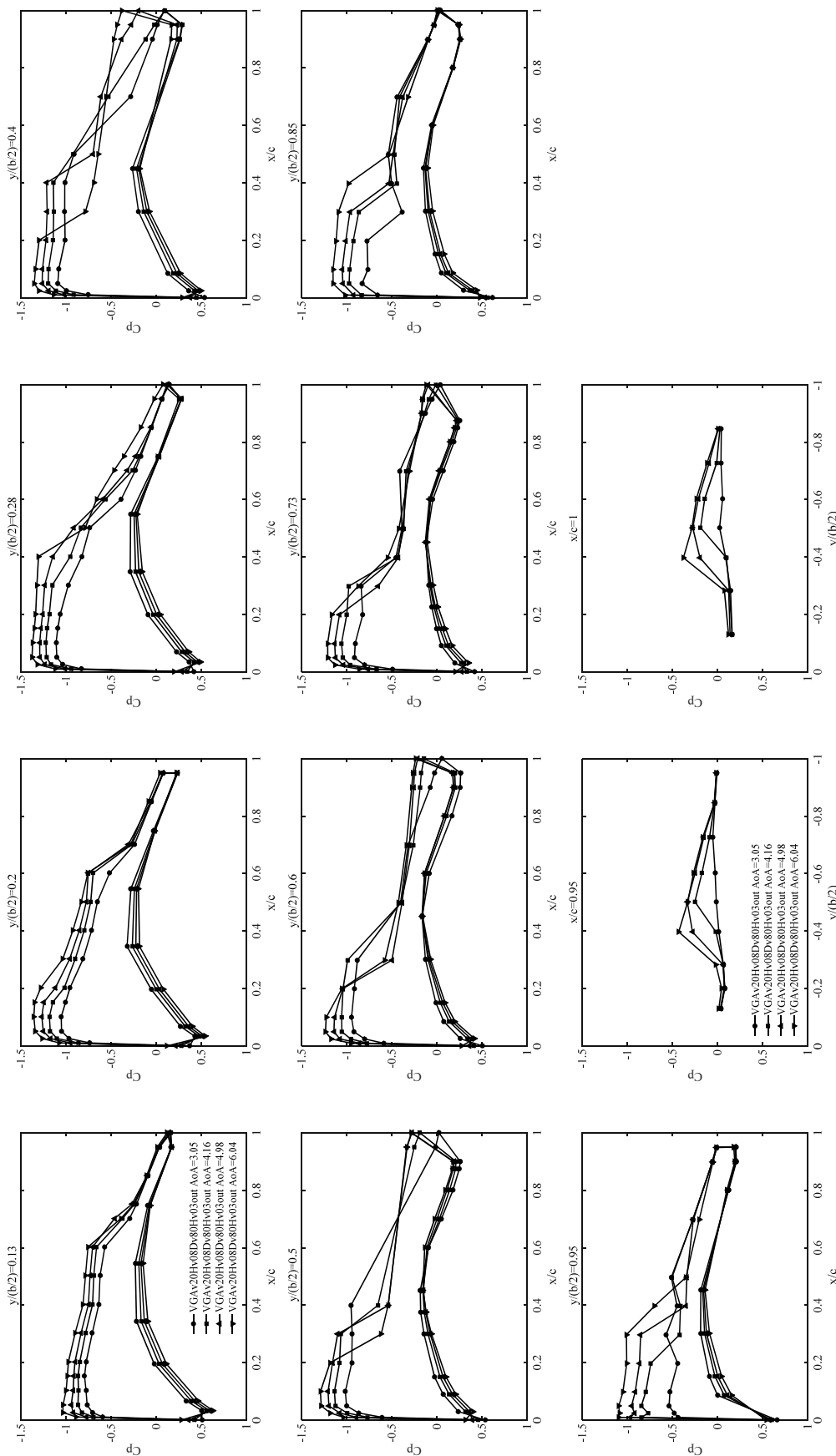


Fig. C-4-20 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv80Hv03out, Run No. 4396)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.16, 4.98, 6.04 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm, VG 側面に 3 枚設置)

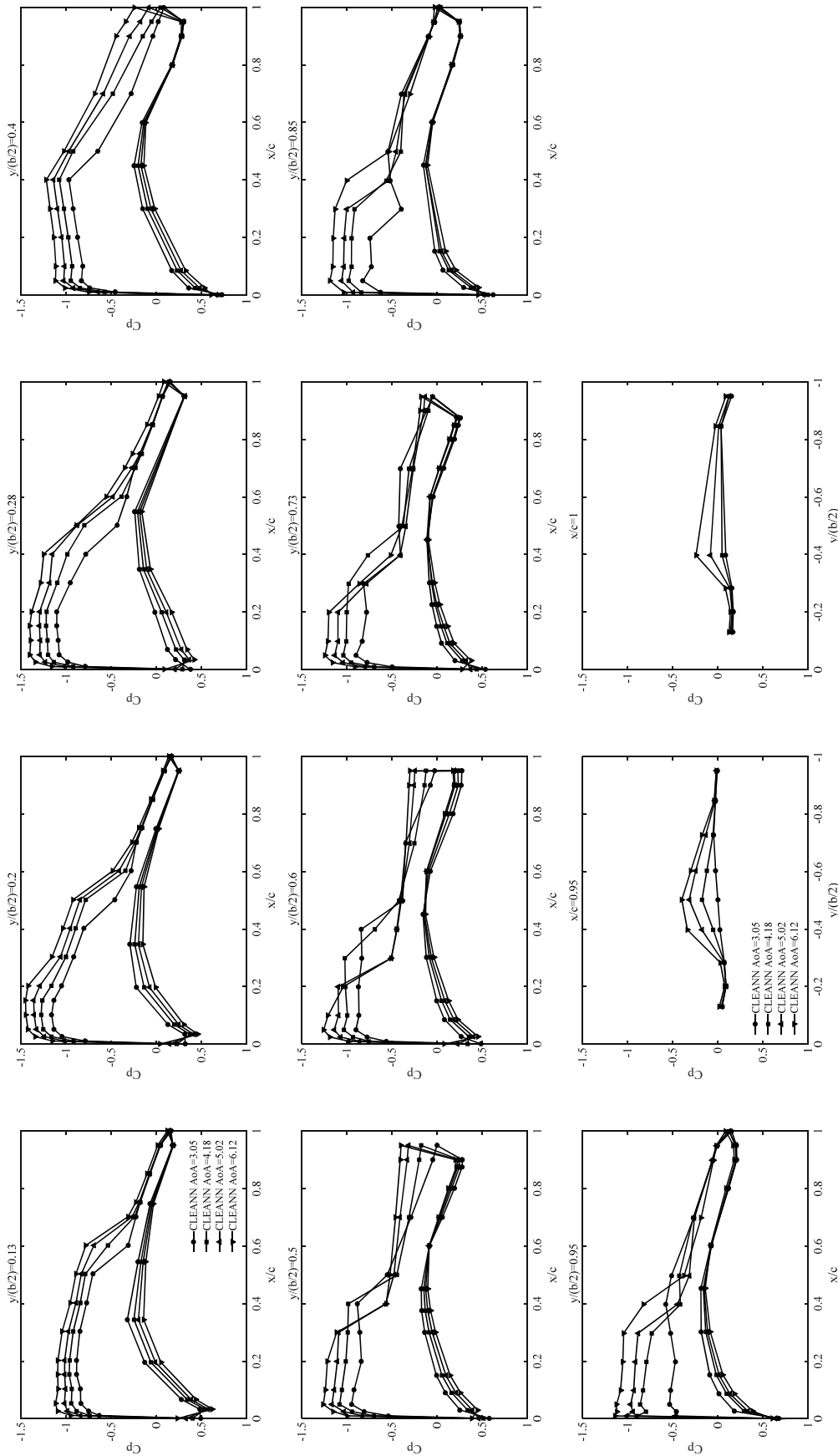


Fig. C-4-21 ナセルあり VG なし形態(CLEANN, Run No. 4481)
 (Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.18, 5.02, 6.12 deg, 総圧 : 120 kPa)

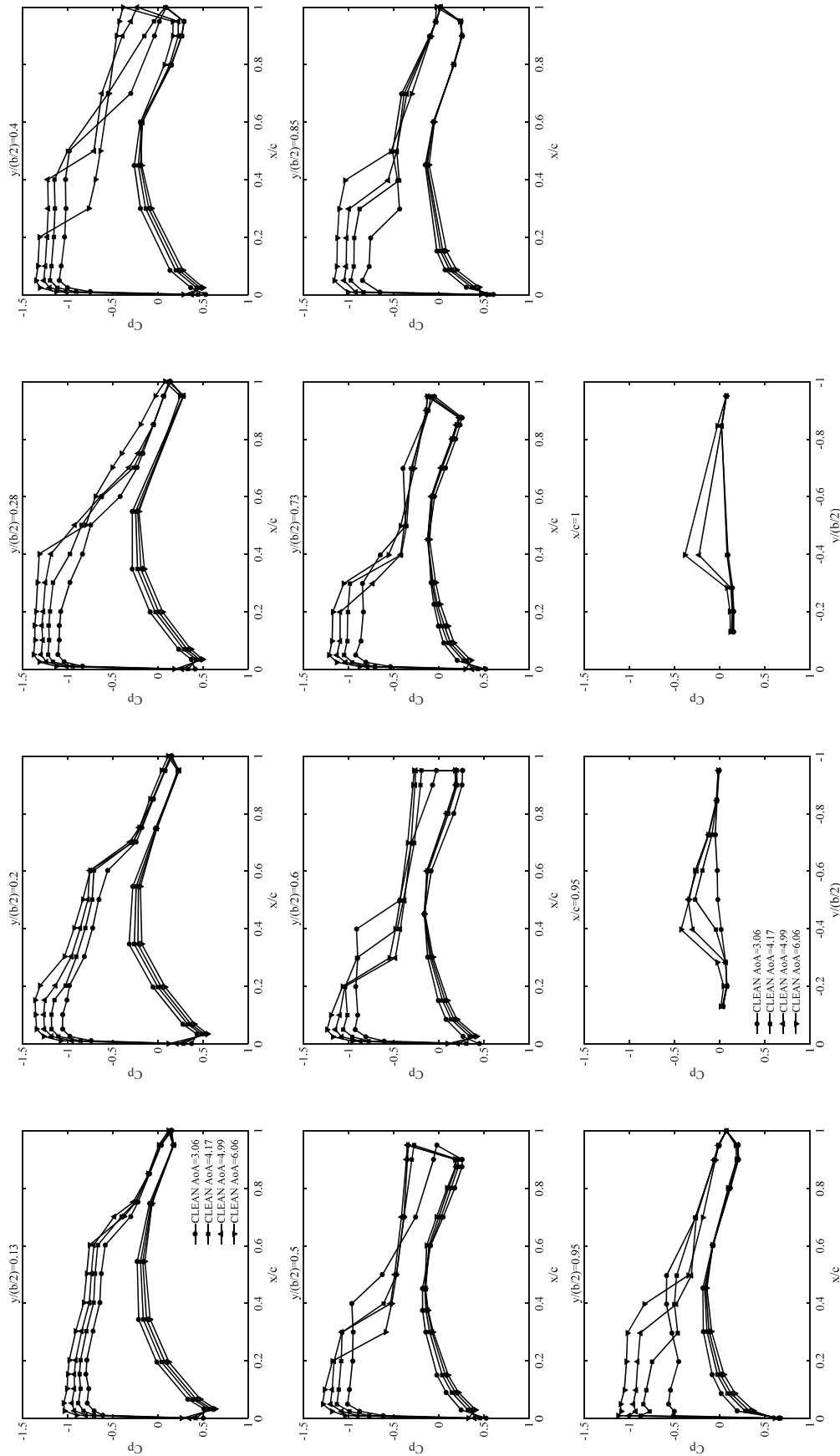


Fig. C-4-22 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4487, ナセルありとの比較用データ)
(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.18, 5.02, 6.12 deg, 総圧 : 120 kPa)

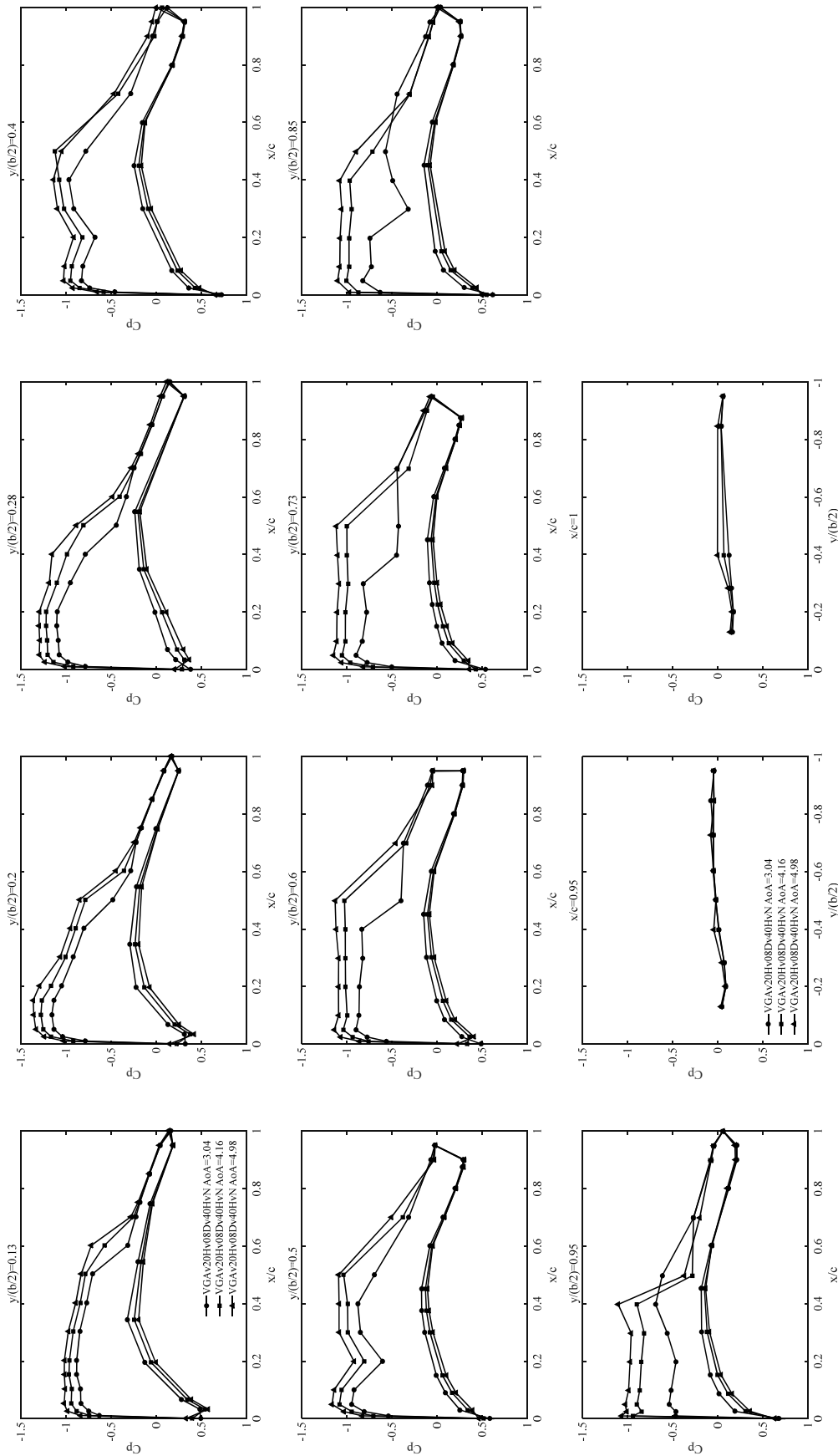


Fig. C-4-23 ナセルあり VG 形態(VGAV20HV08Dv40HvN, Run No. 4480)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.04, 4.16, 4.98 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

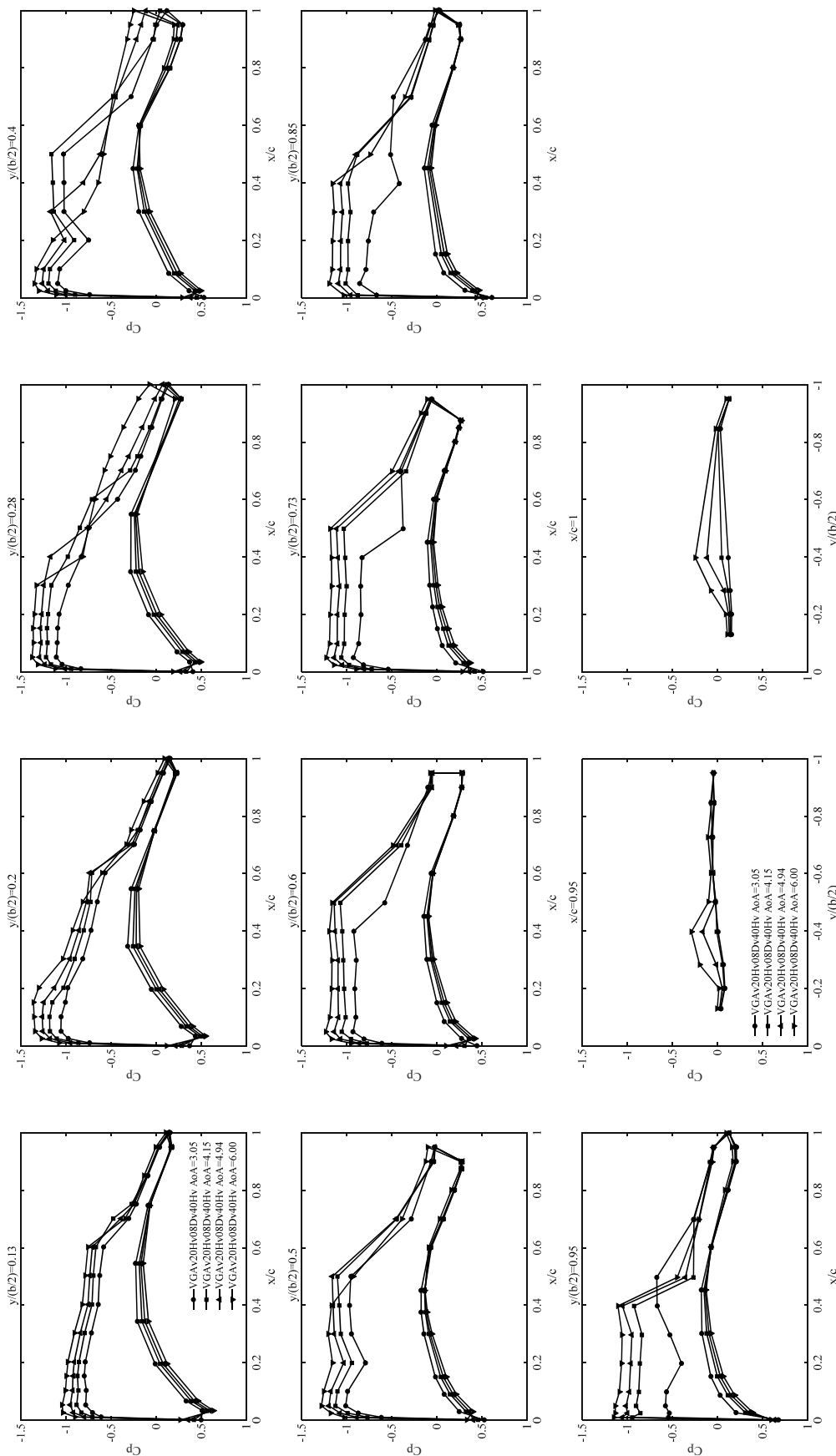


Fig. C-4-24 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv40Hv, Run No. 4483, ナセルありとの比較用データ)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.05, 4.15, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

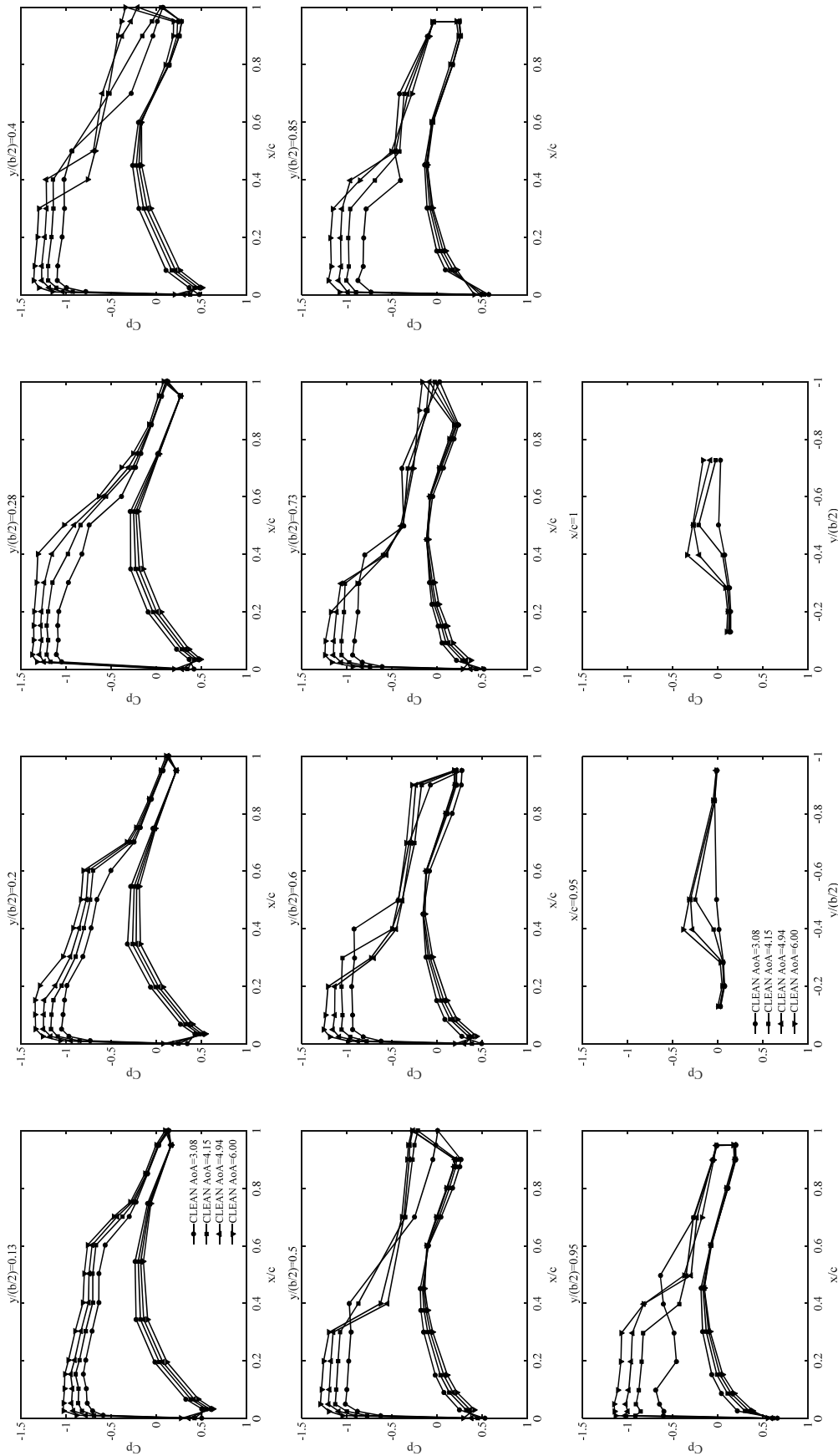


Fig. C-4-25 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4842, Toe-Out, Toe-In 比較用)
 (Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.15, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 80 kPa)

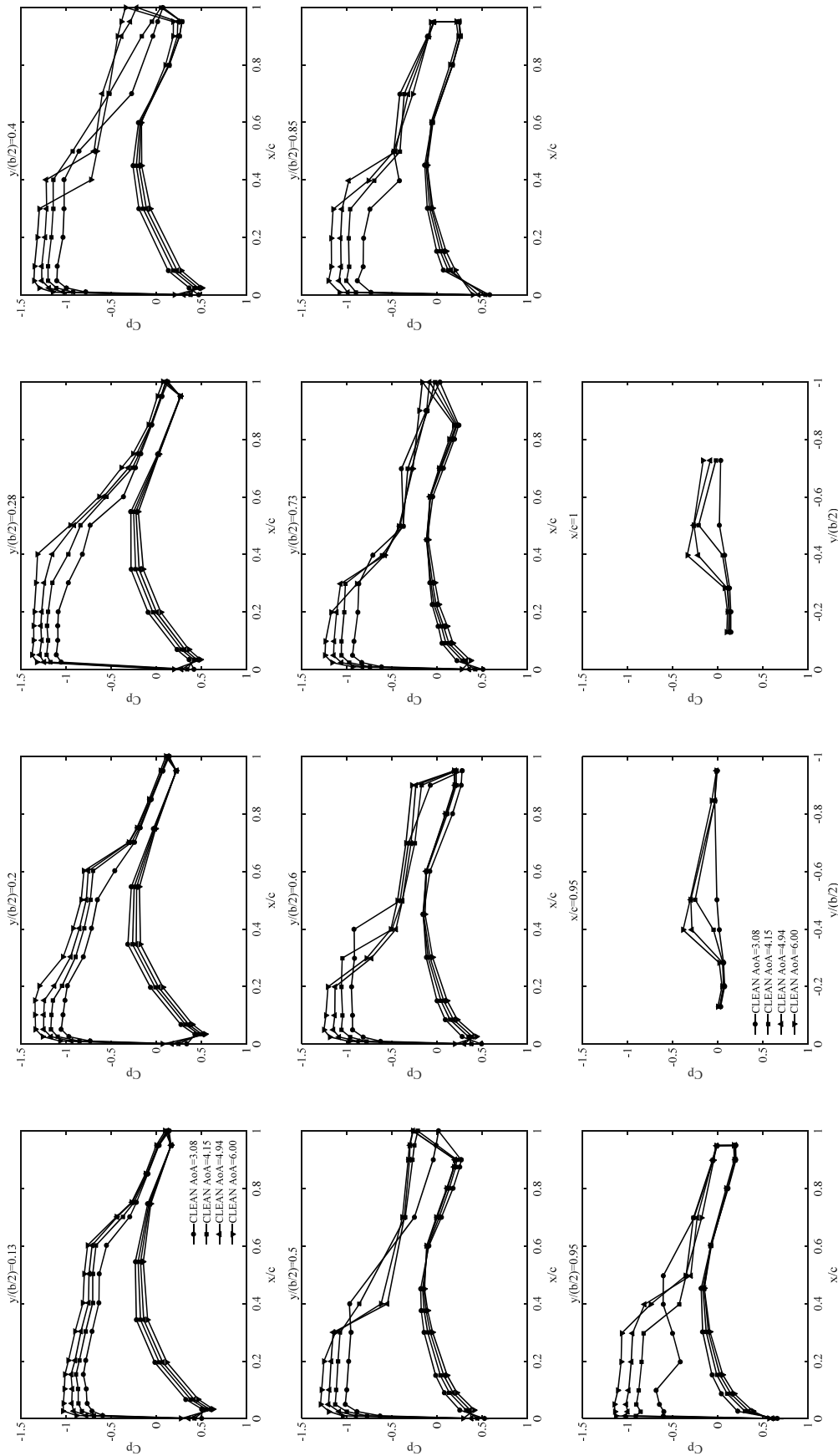


Fig. C-4-26 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4859, Toe-Out 内舷 VG 効果の比較用)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.15, 4.94, 6.00 deg, 総圧 : 80 kPa)

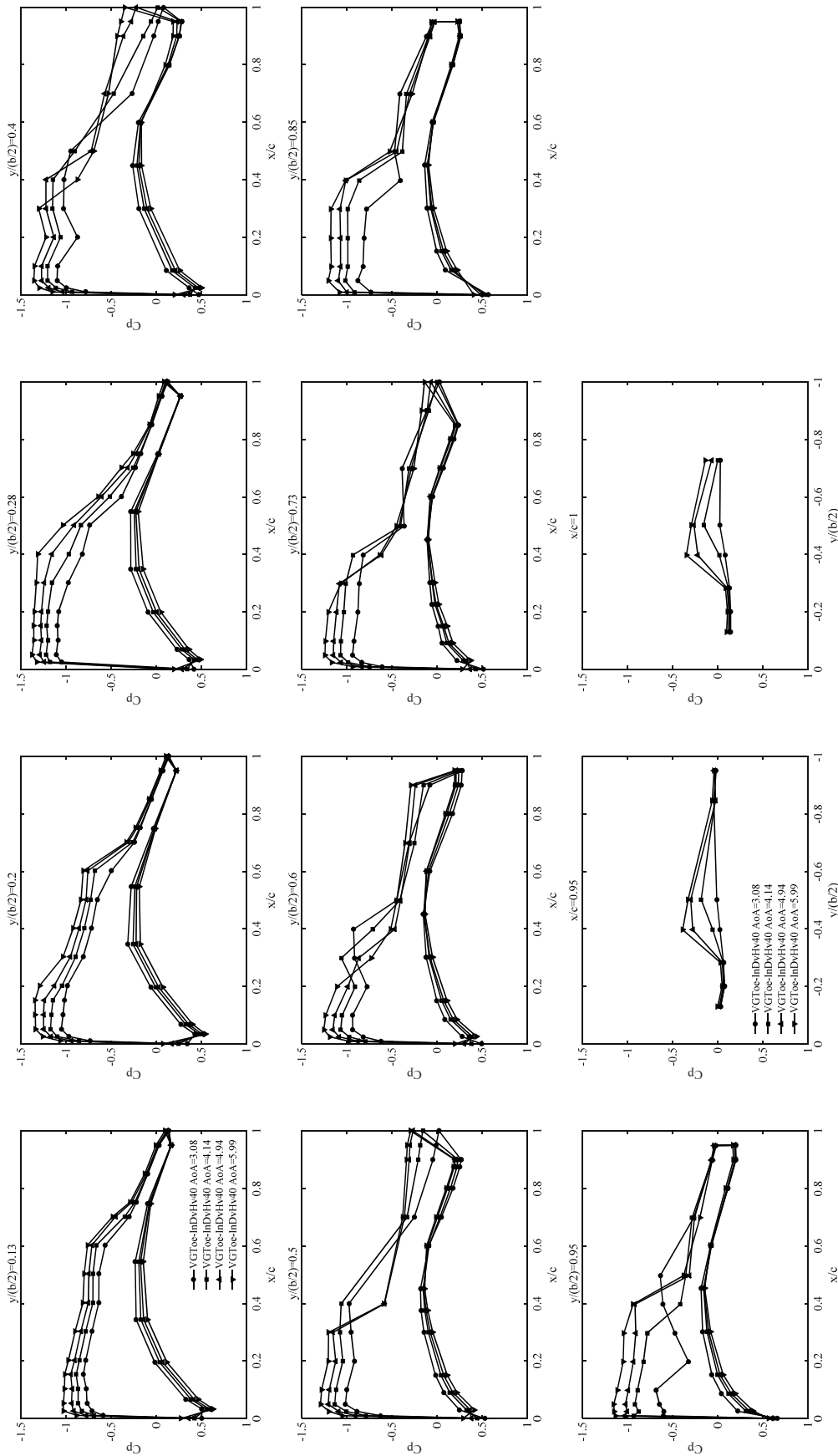


Fig. C-4-27 ナセルなし VG 形態(VGToe-InDvHv40, Run No. 4843, VG 先端が胴体向き)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.14, 4.94, 5.99 deg, 総圧 : 80 kPa)

(VG 取り付け角 : -20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

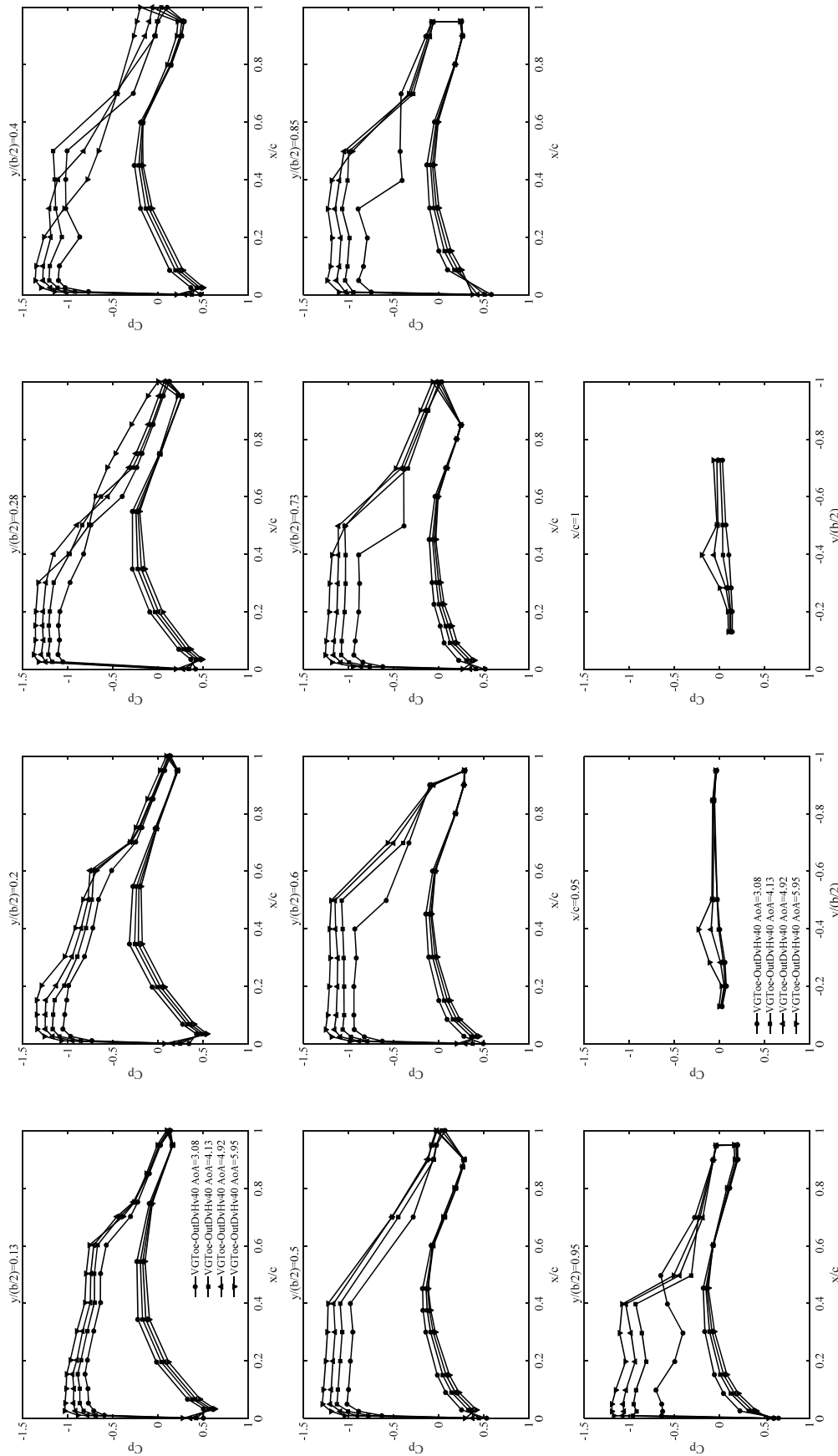


Fig. C-4-28 ナセルなし VG 形態(VGToe-OutDvHv40, Run No. 4847, VG 先端が翼端向き, Toe-Out, Toe-In 比較用)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.13, 4.92, 5.95 deg, 総圧 : 80 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

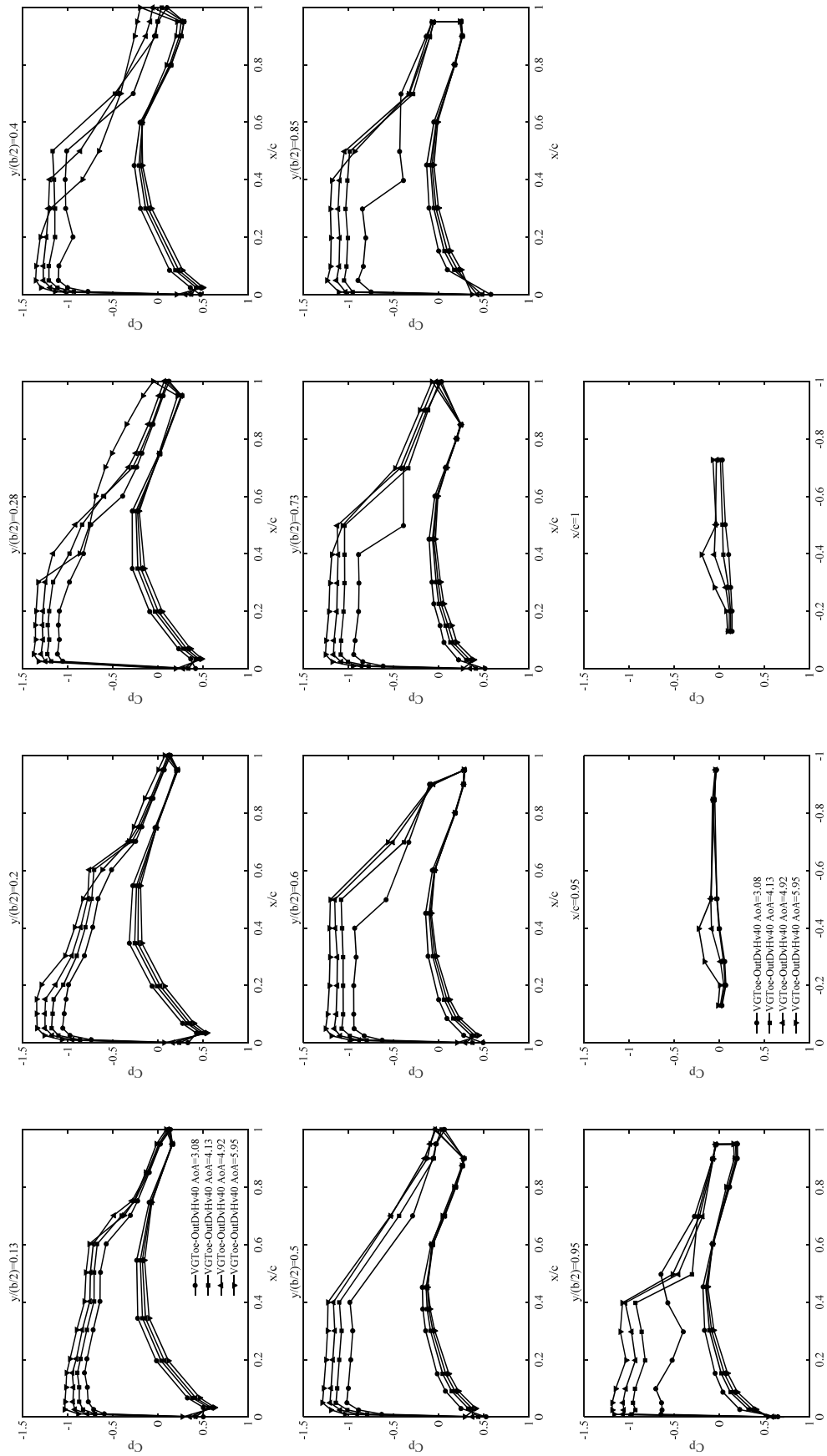


Fig. C-4-29 ナセルなし VG 形態(VGToe-OutDvHv40, Run No. 4854, VG 先端が翼端向き, Toe-Out 内舷 VG 効果の比較用)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.13, 4.92, 5.95 deg, 総圧 : 80 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

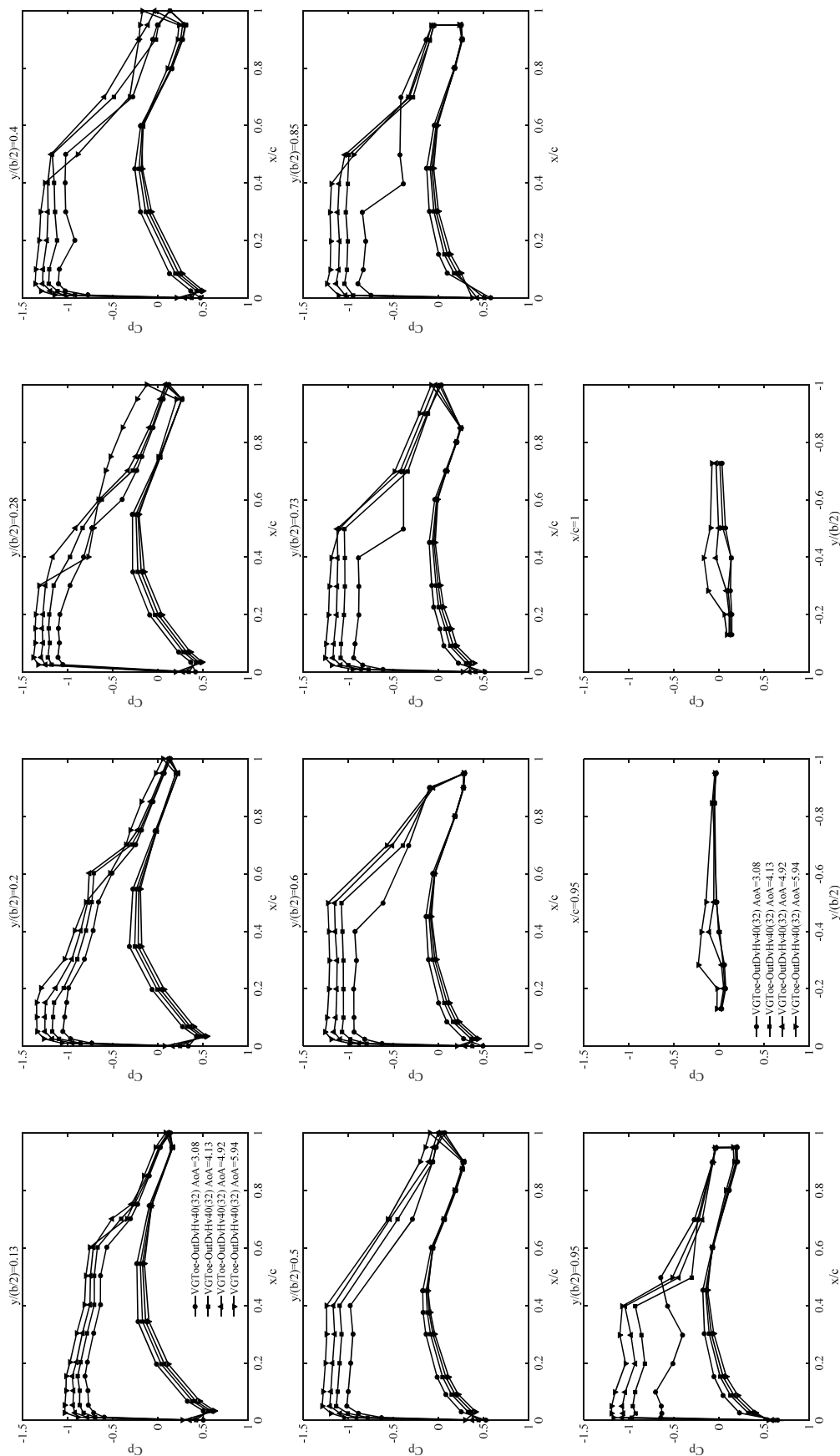


Fig. C-4-30 ナセルなし VG 形態(VGToe-OutDvHv40(32), Run No. 4852, VGToe-OutDvHv40の内舷に10Hvで4枚追加)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.13, 4.92, 5.94 deg, 総圧 : 80 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

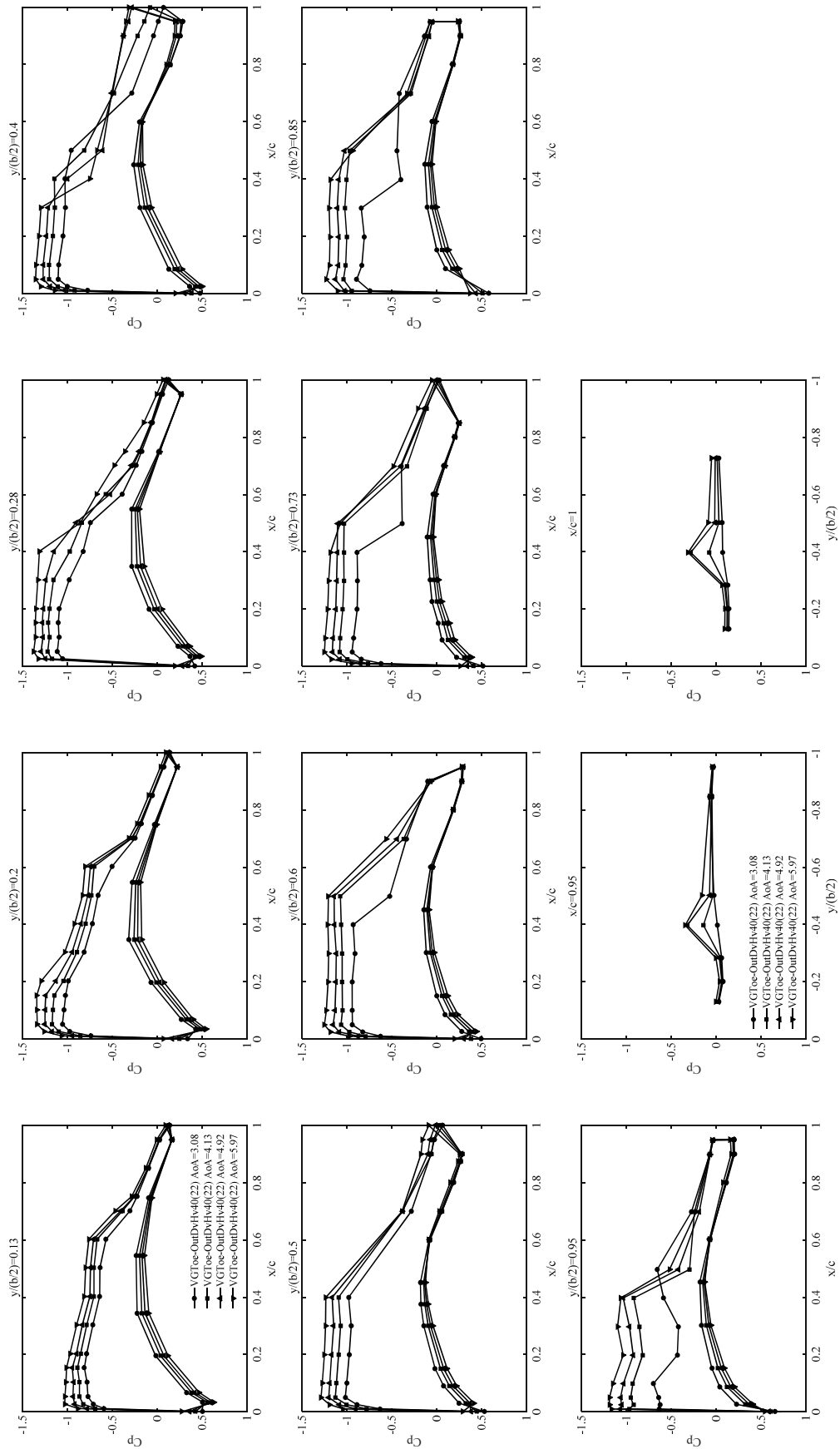


Fig. C-4-31 ナセルなし VG 形態(VGToe-OutDvHv40(22), Run No. 4855, VGToe-OutDvHv40 の最内弦 VG1 枚間引き)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.13, 4.92, 5.97 deg, 総圧 : 80 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

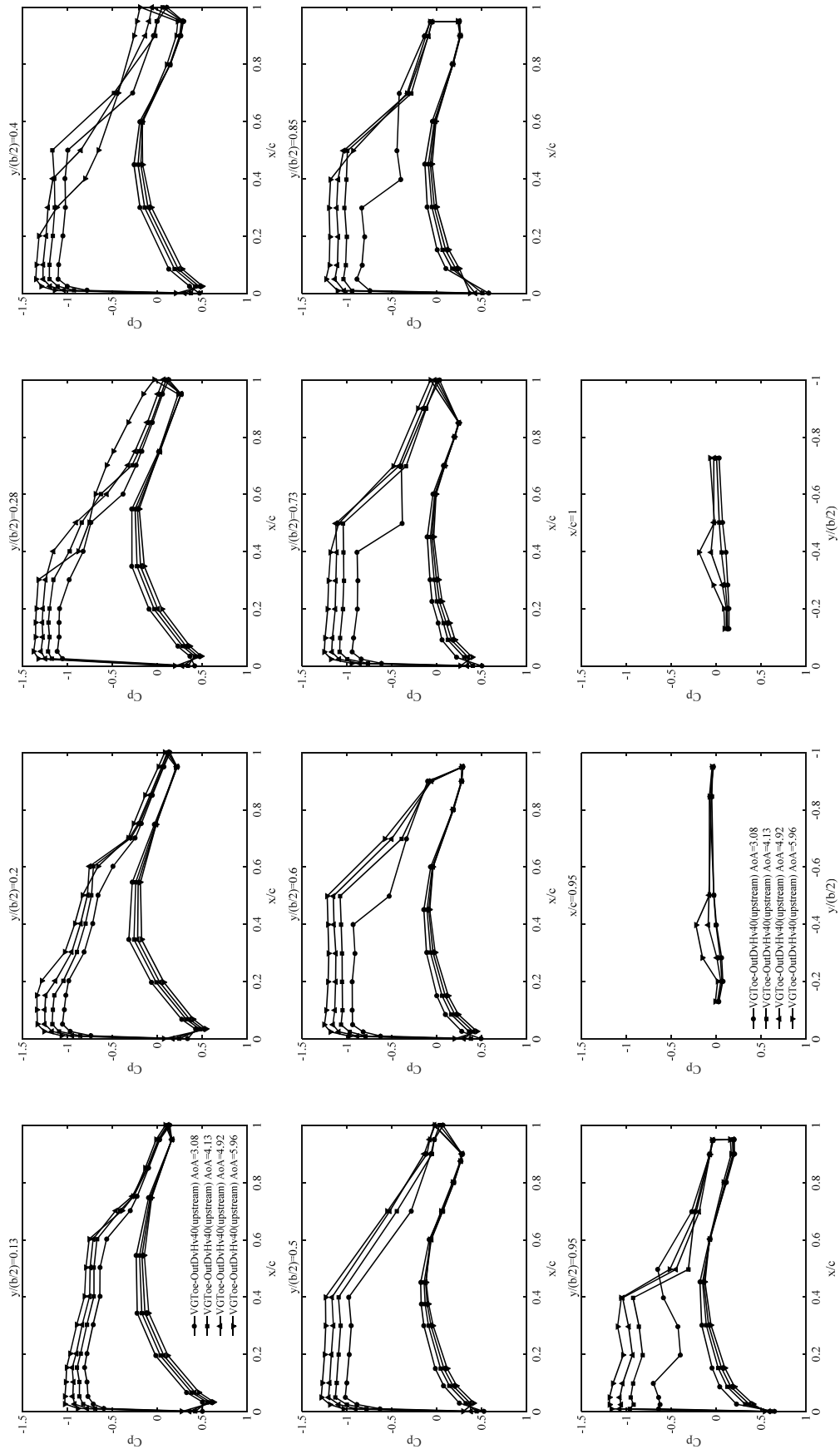


Fig. C-4-32 ナセルなし VG 形態(VGToe-OutDvHv40(upstream), Run No. 4856, VGToe-OutDvHv40 の最内舷 VG 上流へ移動)

(Mach 数 : 0.85, 迎角 : 3.08, 4.13, 4.92, 5.96 deg, 総圧 : 80 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

Appendix C-5 Mach 数 0.86 における圧力係数 C_p の迎角間の比較

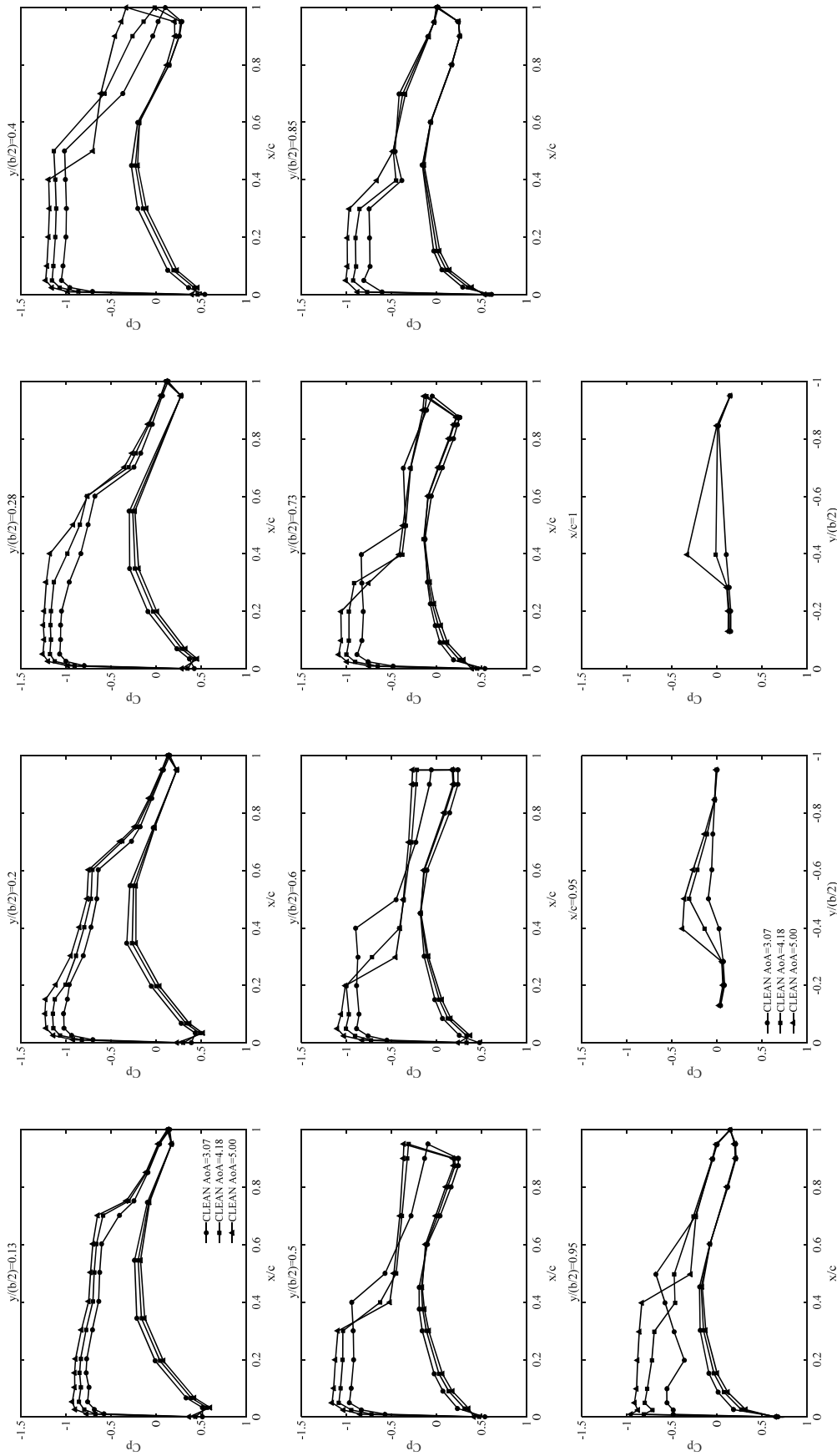


Fig. C-5-1 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4487)
(Mach 数 : 0.86, 迎角 : 3.07, 4.18, 5.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

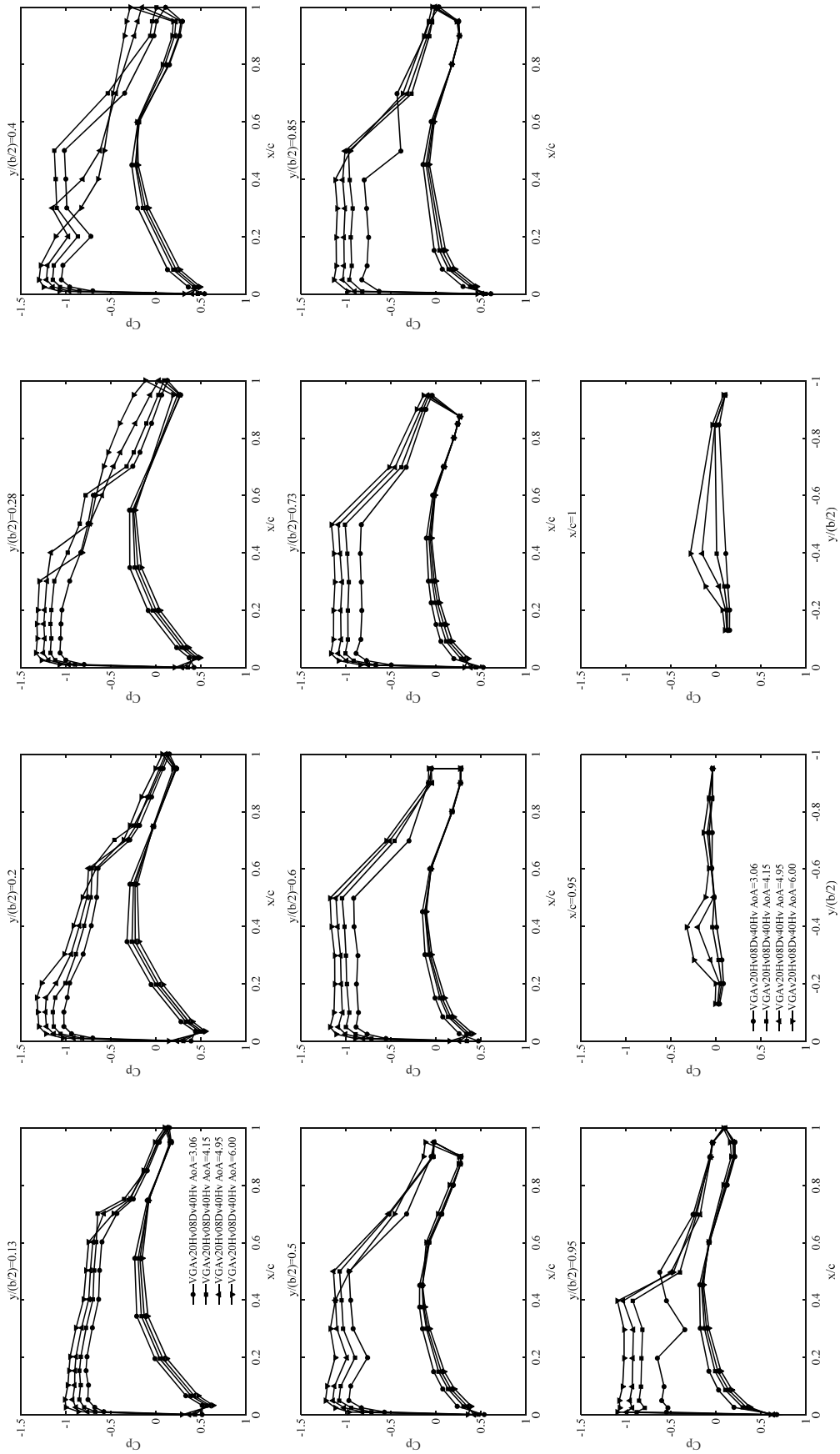


Fig. C-5-2 ナセルなし VG 形態(VGAV20Hv08Dv40Hv, Run No. 4484)

(Mach 数 : 0.86, 迎角 : 3.06, 4.15, 4.95, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

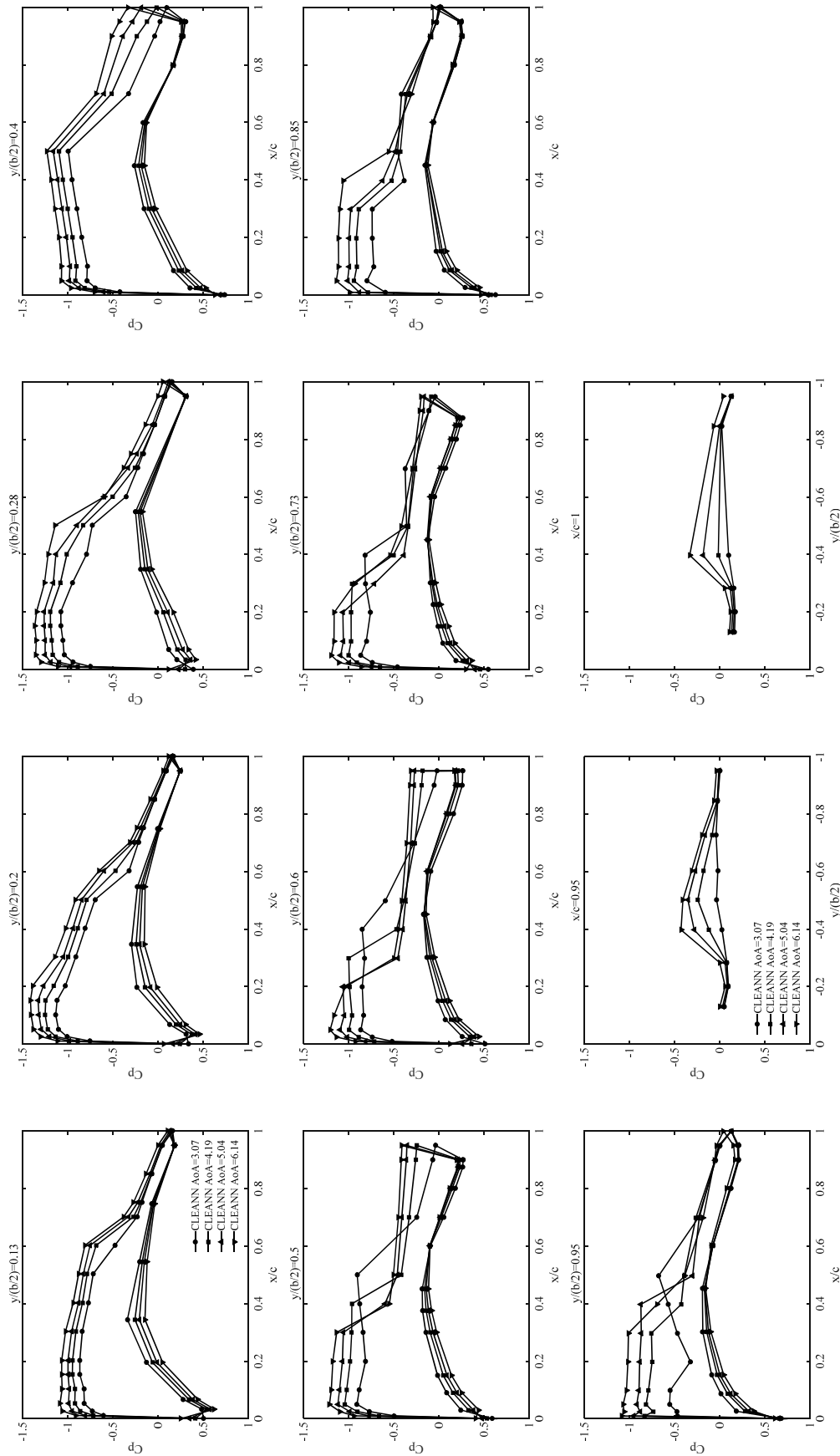


Fig. C-5-3 ナセルあり VG なし形態(CLEANN, Run No. 4482)
 (Mach 数 : 0.86, 迎角 : 3.07, 4.19, 5.04, 6.14 deg, 総圧 : 120 kPa)

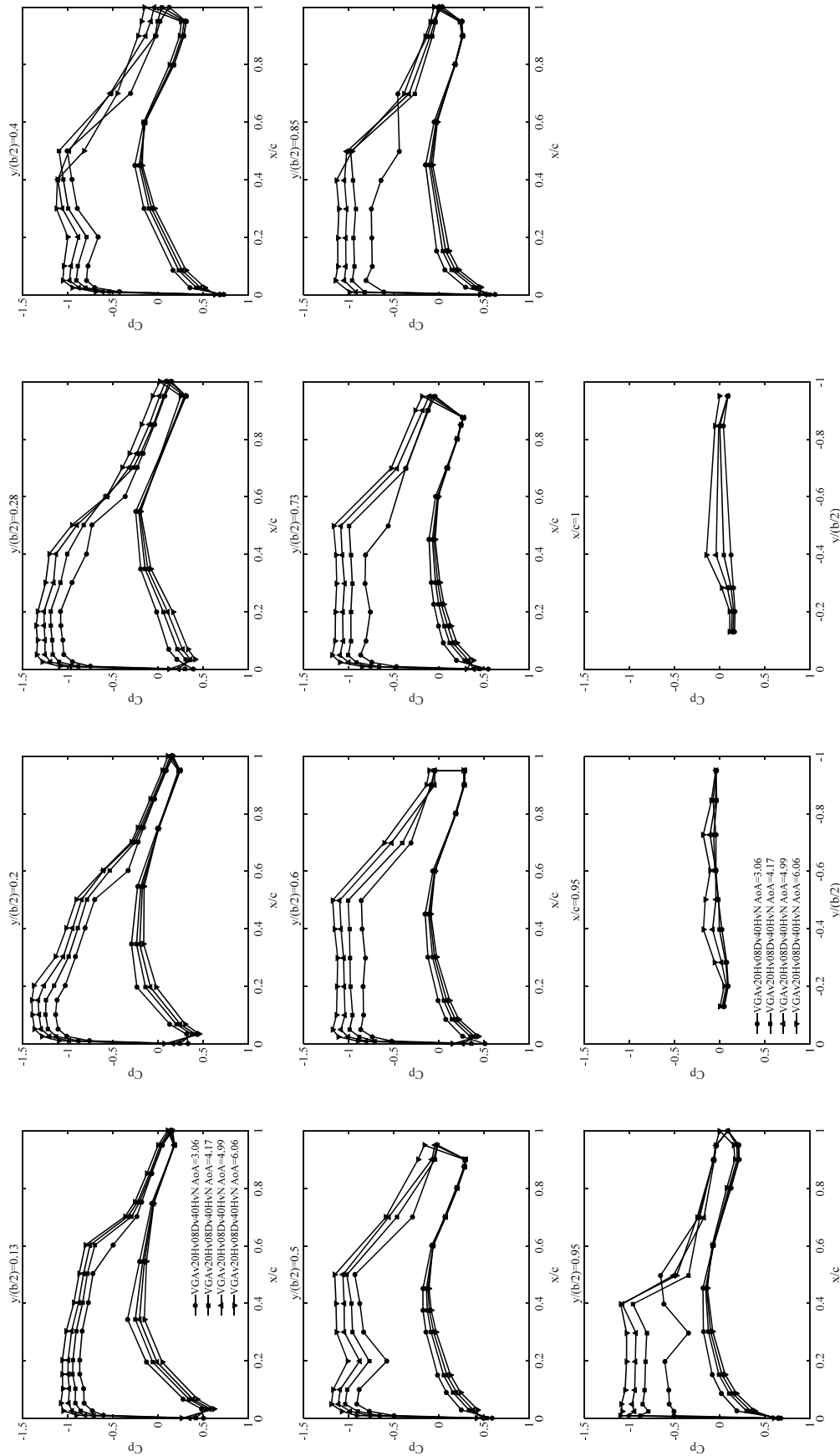


Fig. C-5-4 ナセルあり VG 形態(VGAV20Hv08Dv40HvN, Run No. 4480)

(Mach 数 : 0.86, 迎角 : 3.06, 4.17, 4.99, 6.06 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

Appendix C-6 Mach 数 0.87 における圧力係数 C_p の迎角間の比較

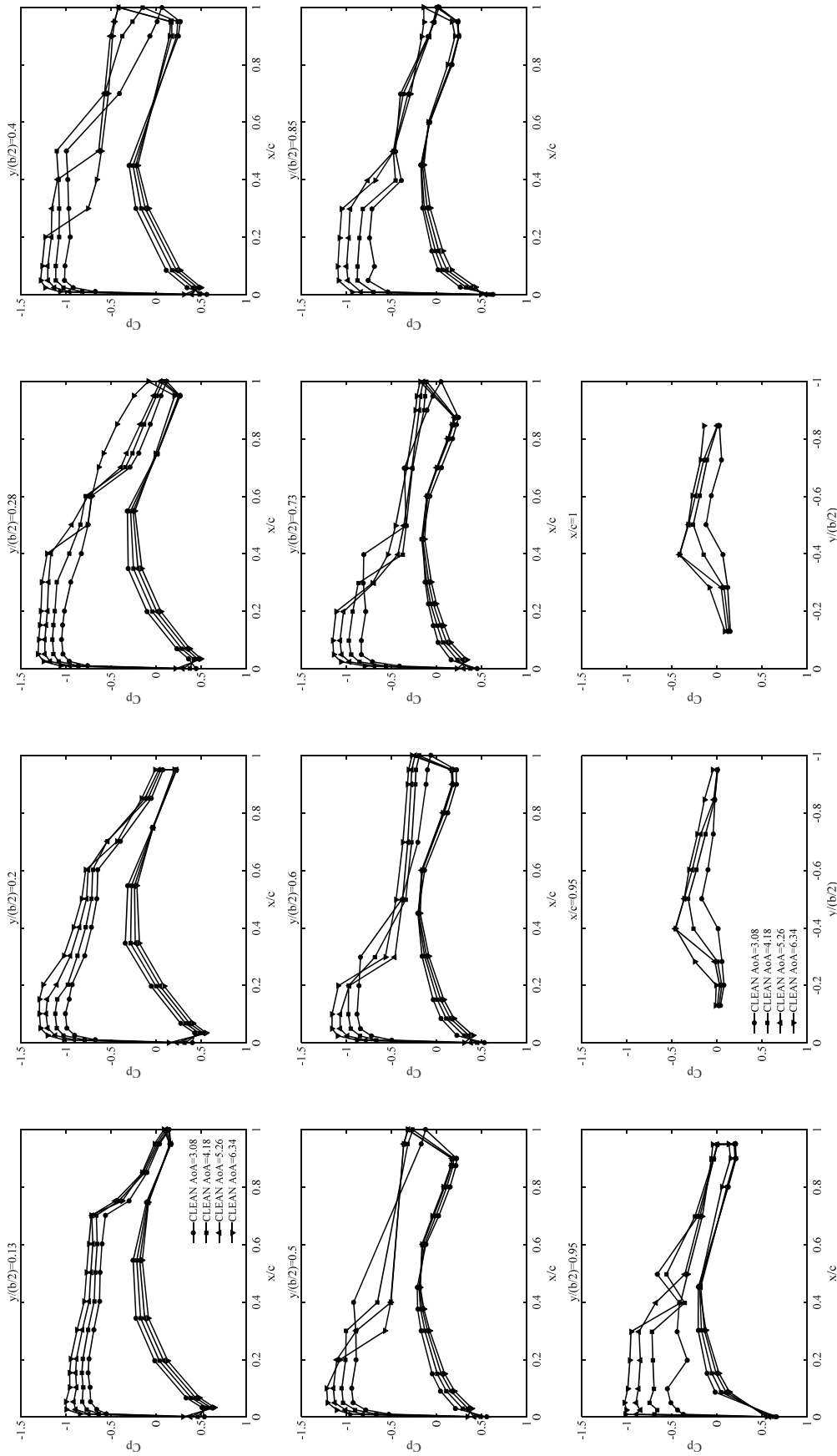


Fig. C-6-1 ナセルなし VG なし形態(CLEAN, Run No. 4384)
 (Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.08, 4.18, 5.26, 6.34 deg, 総圧 : 120 kPa)

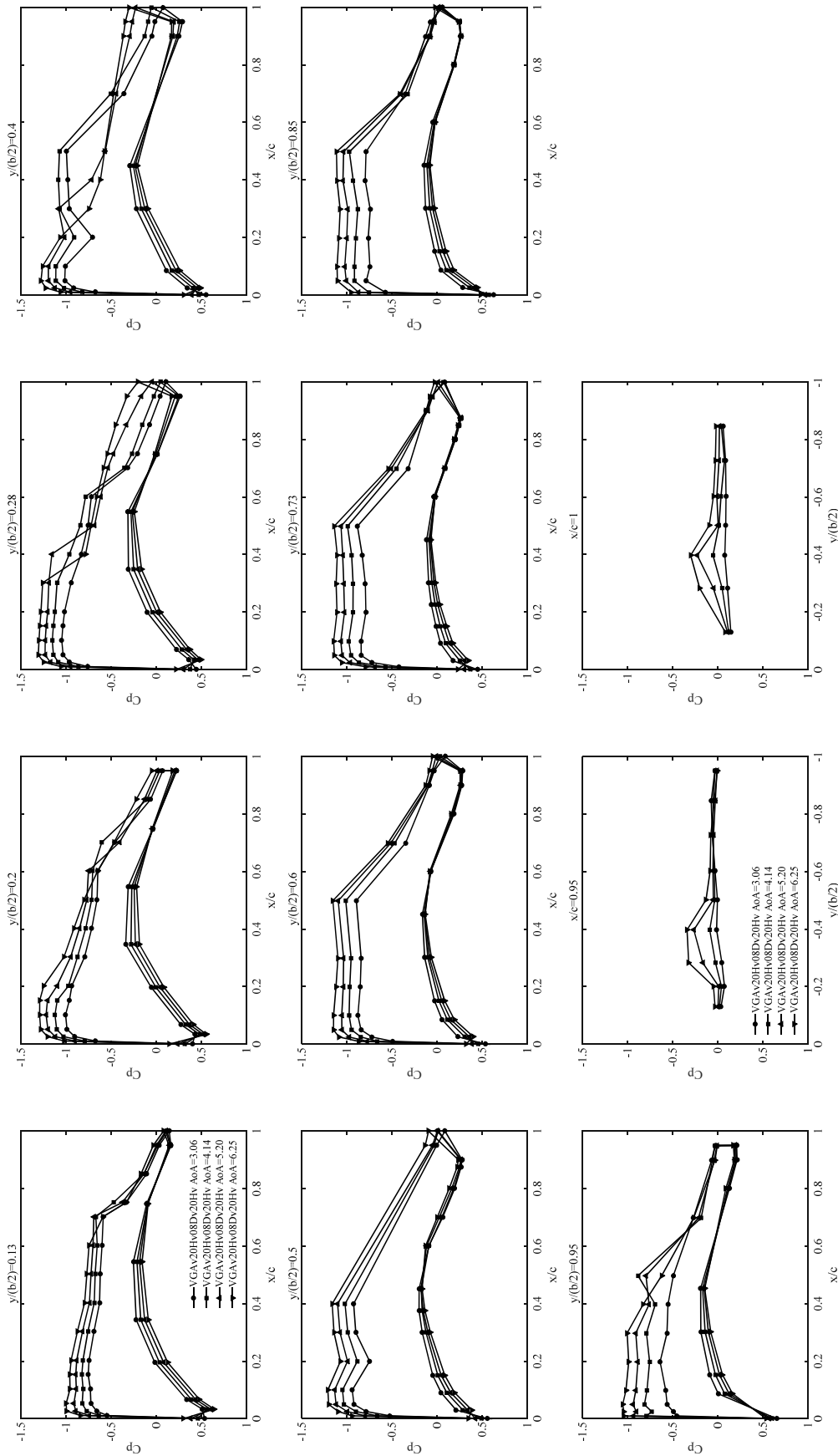


Fig. C-6-2 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv20Hv, Run No. 4377)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.06, 4.14, 5.20, 6.25 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

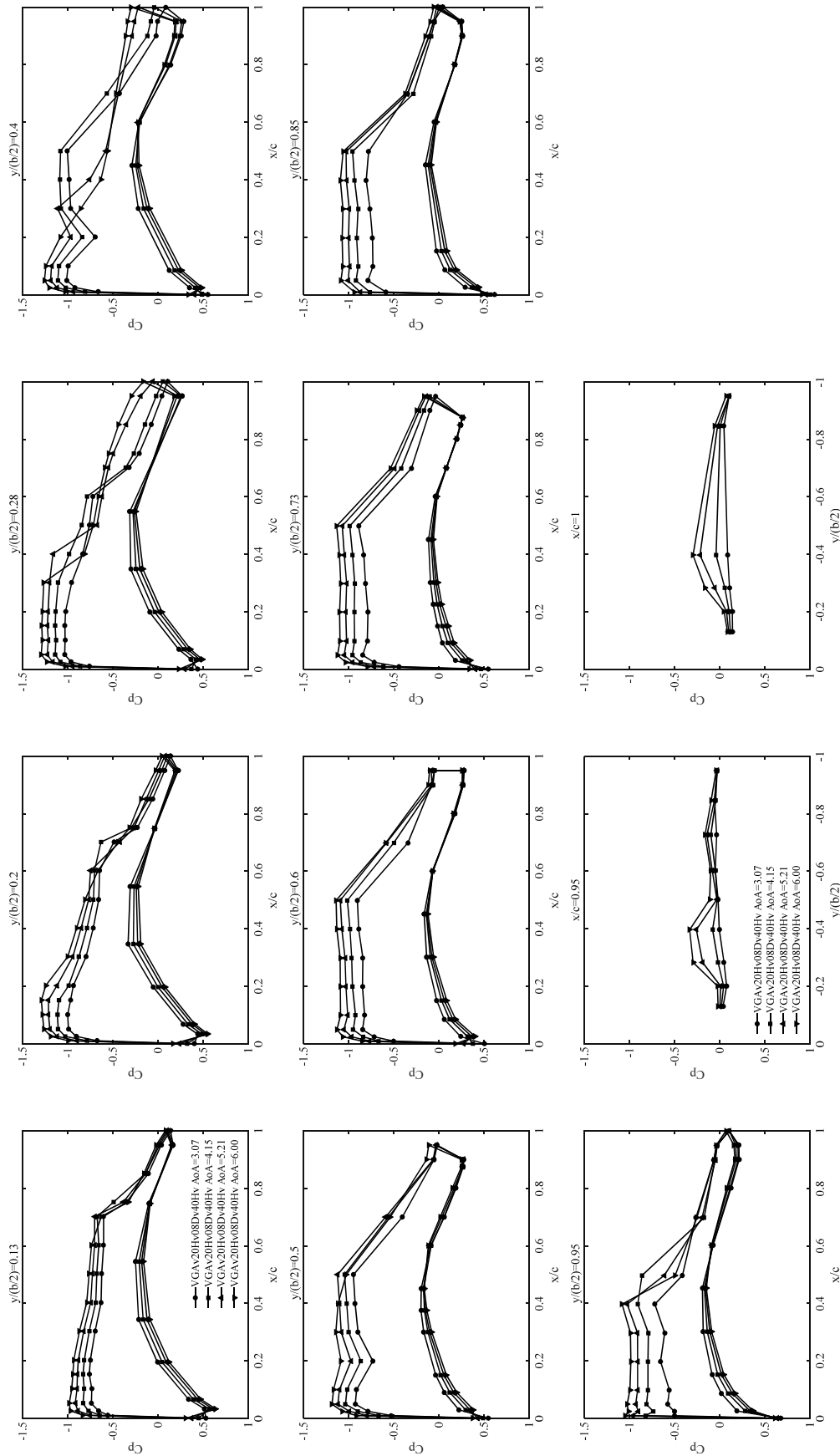


Fig. C-6-3 ナセルなし VG 形態(VGAV20HV08Dv40HV, Run No. 4484)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.15, 5.21, 6.00 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

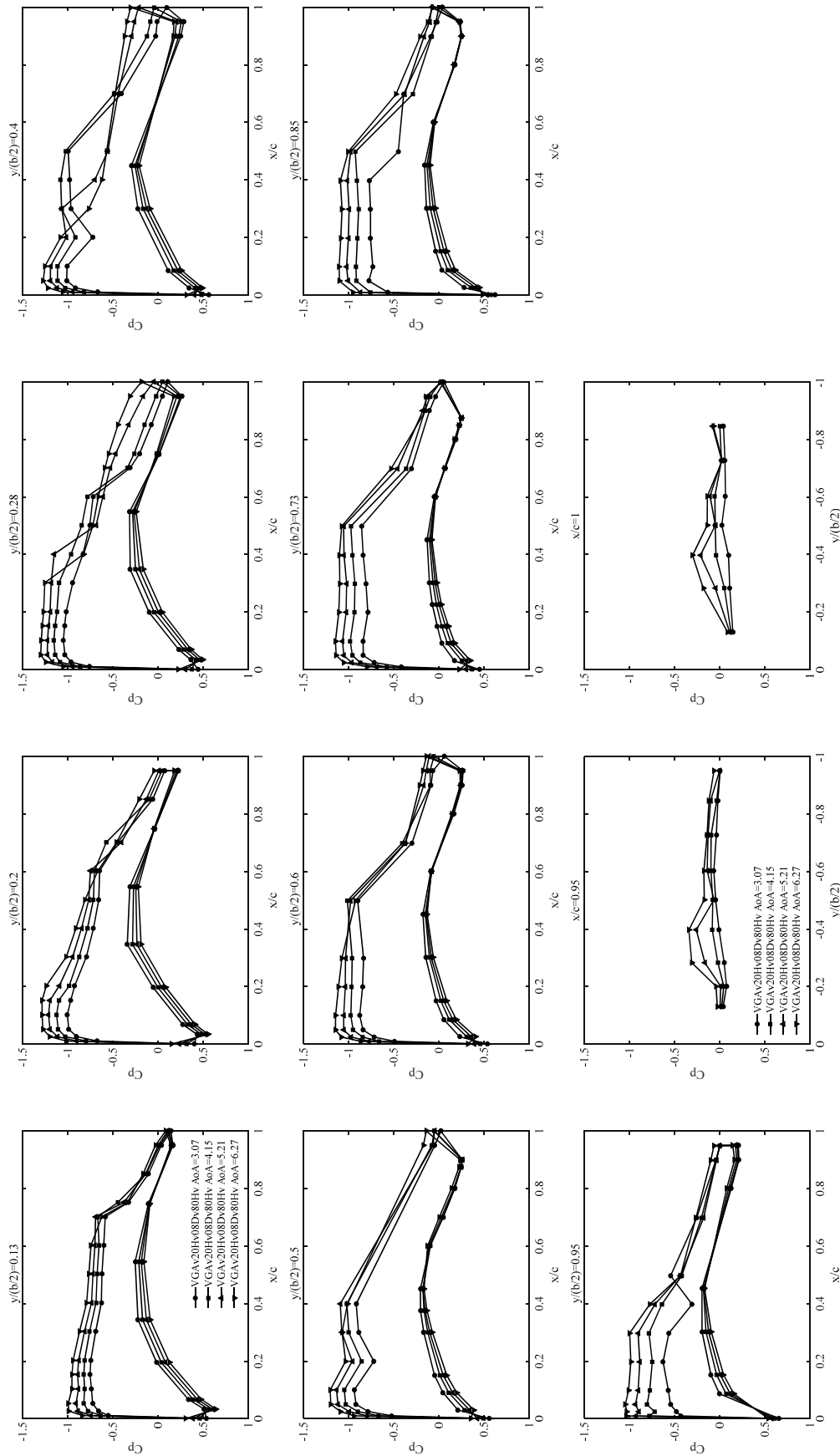


Fig. C-6-4 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv80Hv, Run No. 4383)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.15, 5.21, 6.27 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

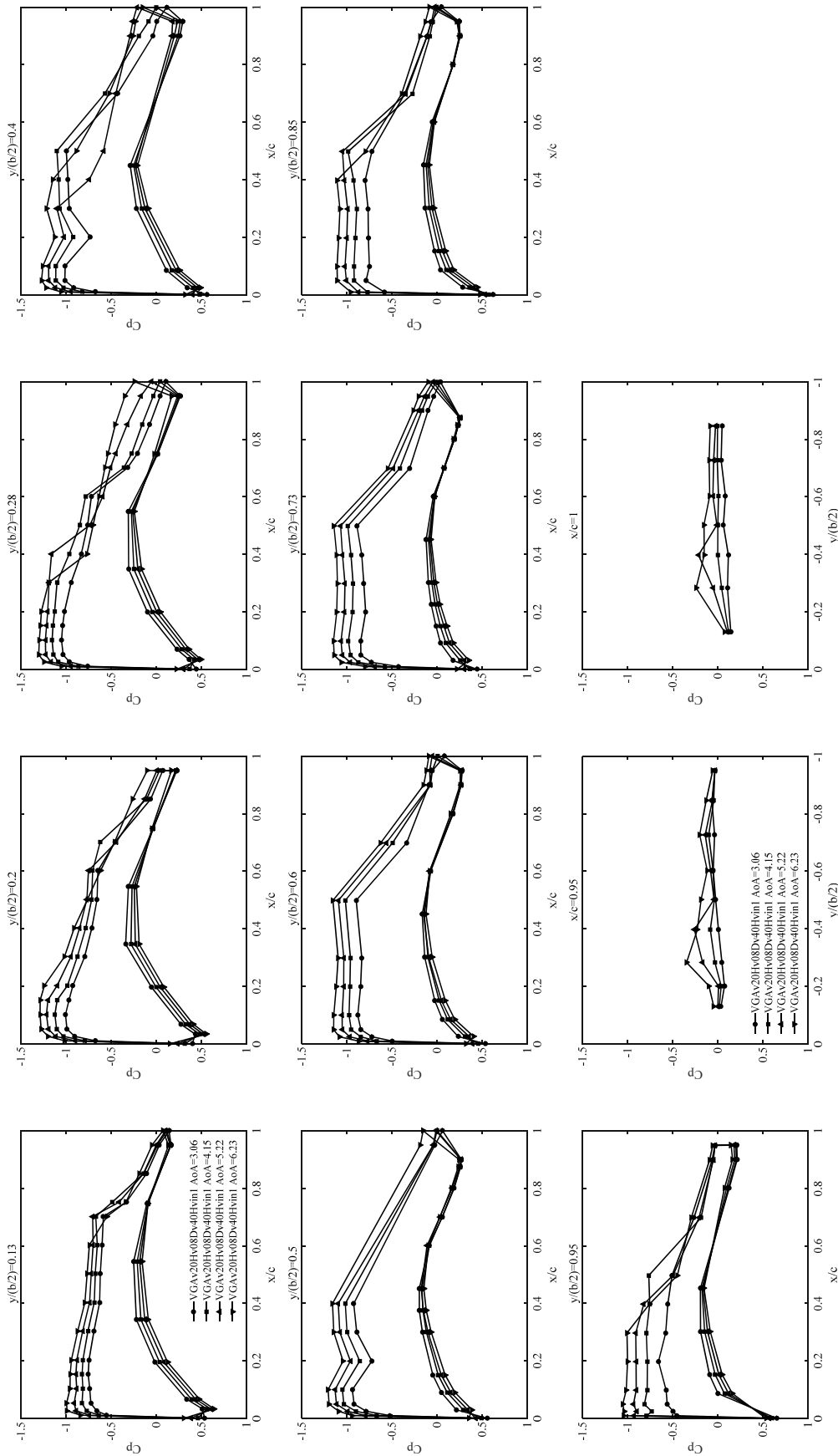


Fig. C-6-5 ナセルなし VG 形態(VGAV20Hv08Dv40Hvin1, Run No. 4382)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.06, 4.15, 5.22, 6.23 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 内舷 VG を 1 枚追加)

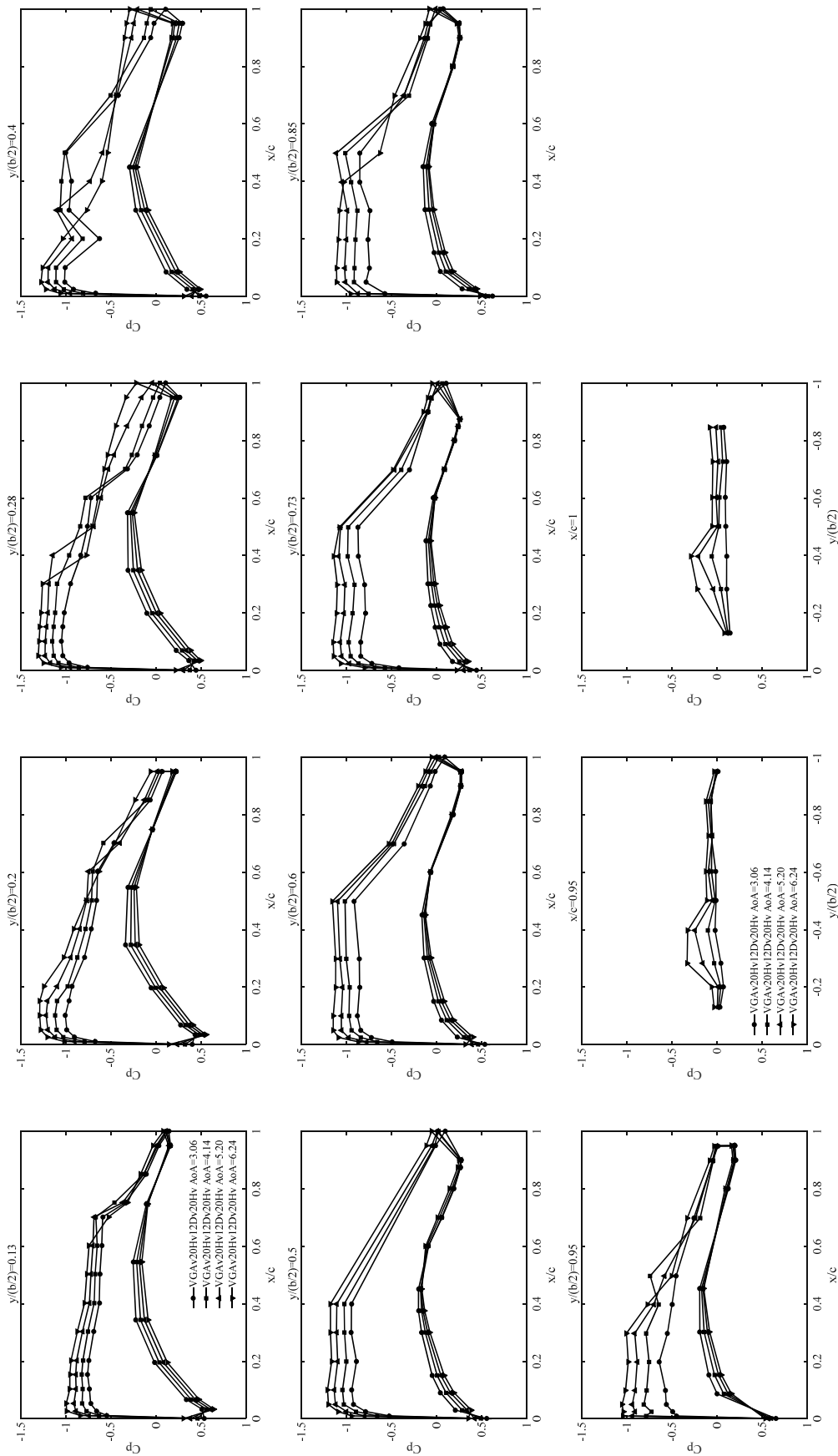


Fig. C-6-6 ナセルなし VG 形態(VGA_v20HV12D_v20HV, Run No. 4379)
 (Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.06, 4.14, 5.20, 6.24 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 24 mm)

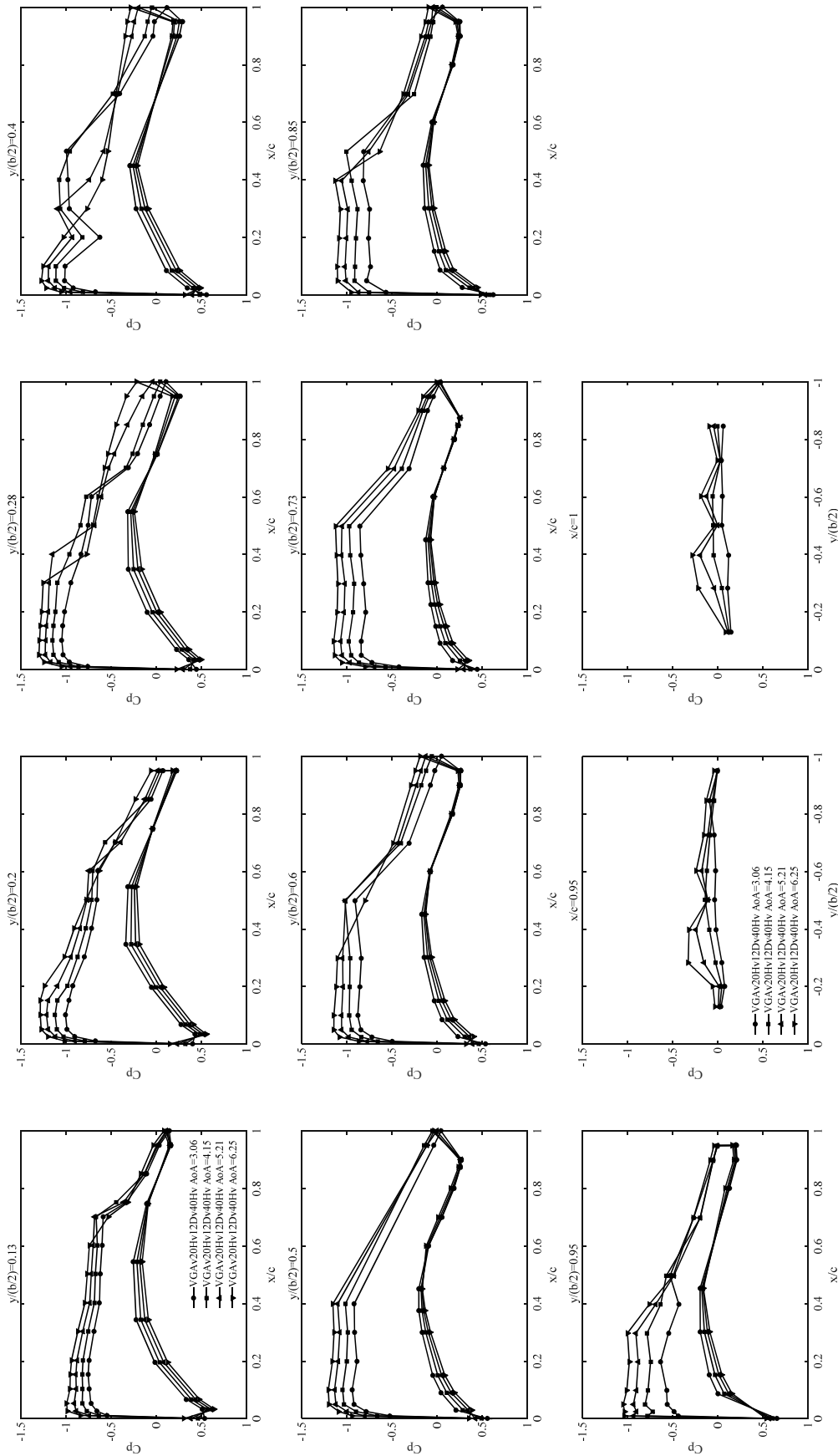


Fig. C-6-7 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv12Dv40Hv, Run No. 4380)
 (Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.06, 4.15, 5.21, 6.25 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 48 mm)

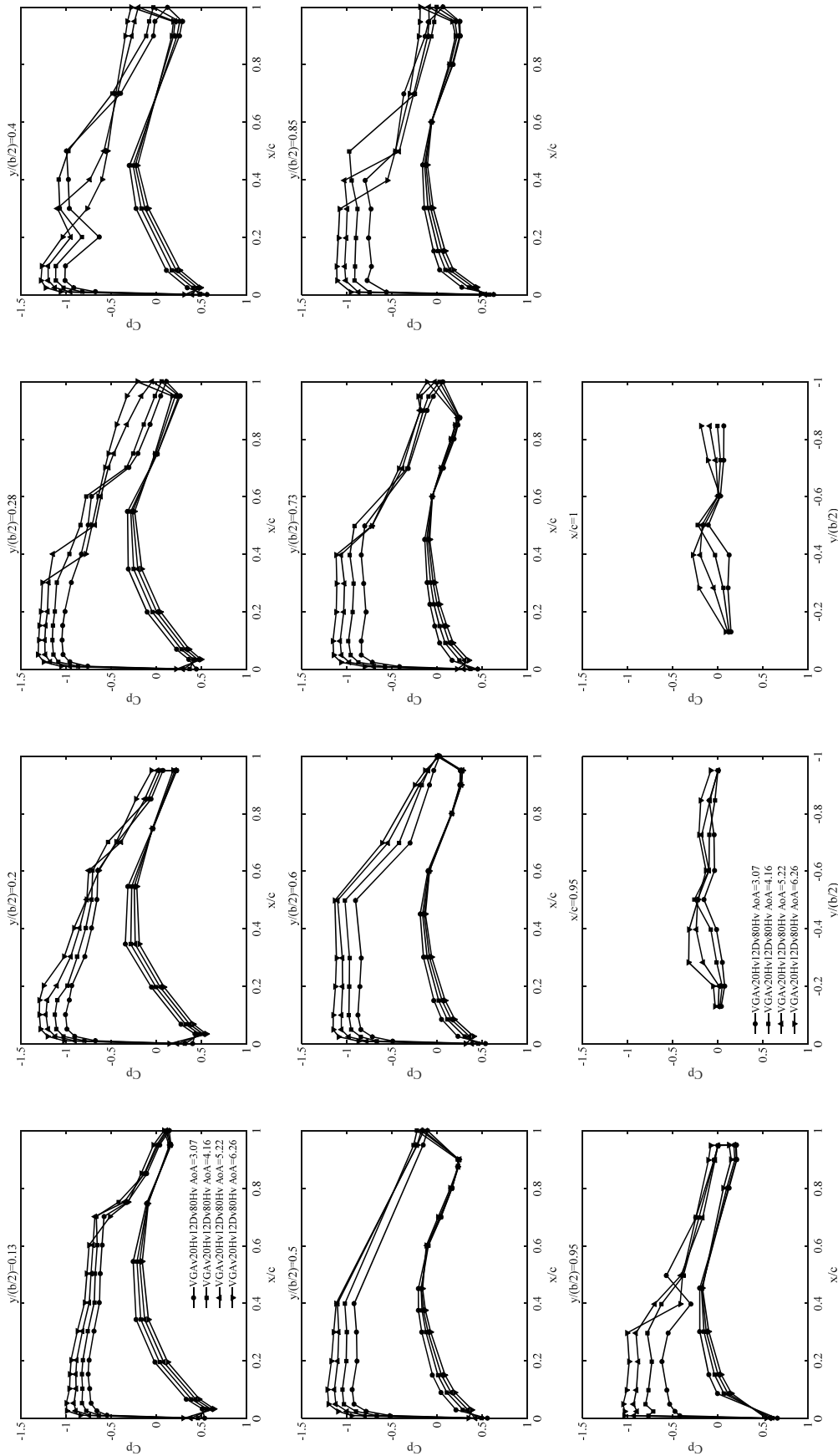


Fig. C-6-8 ナセルなし VG 形態(VGA_v20Hv12Dv80Hv, Run No. 4381)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.16, 5.22, 6.26 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 1.2 mm, VG 間隔 : 96 mm)

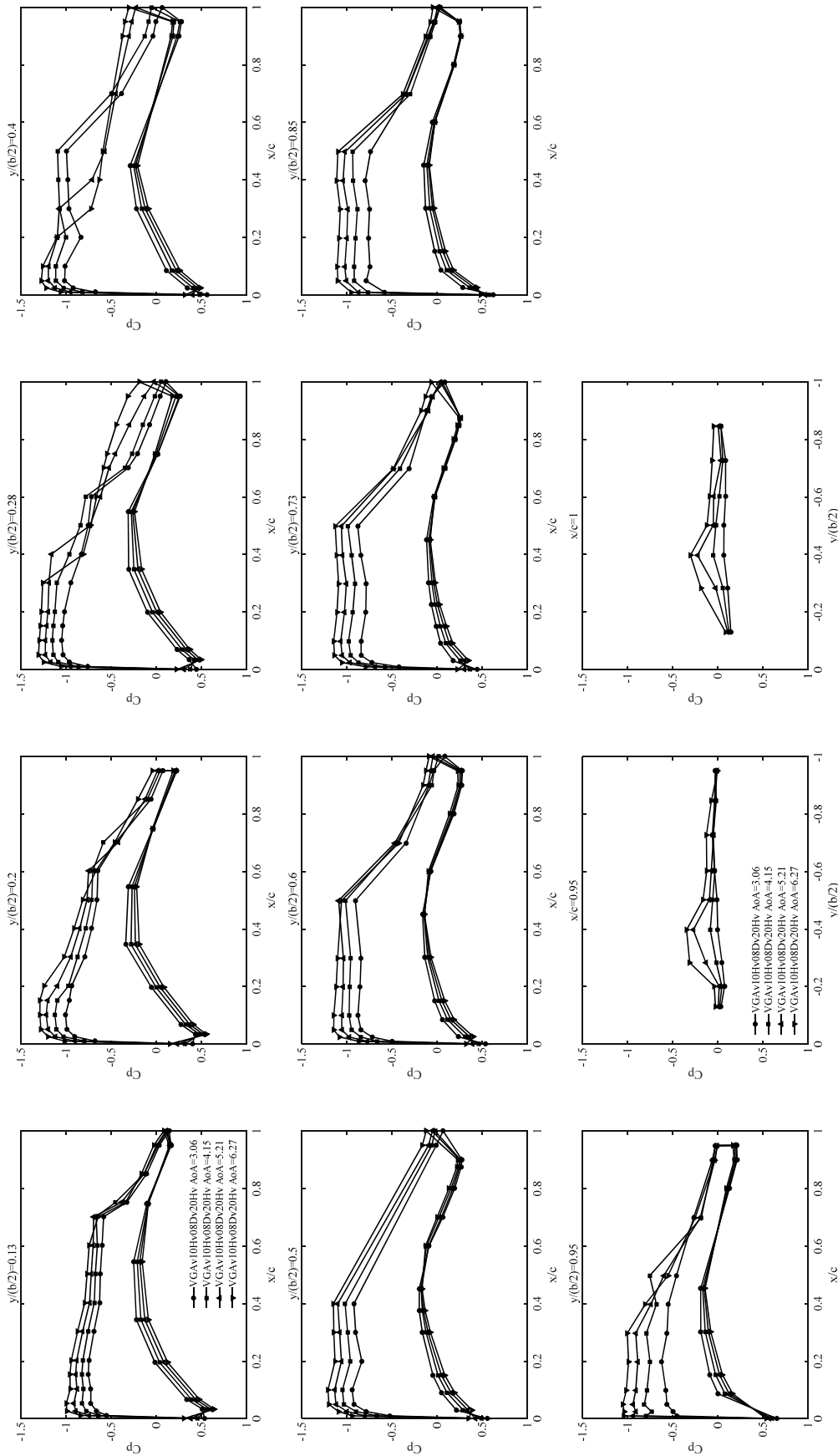


Fig. C-6-9 ナセルなし VG 形態(VGAV10HV08Dv20Hv, Run No. 4385)
 (Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.06, 4.15, 5.21, 6.27 deg, 総圧 : 120 kPa)
 (VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

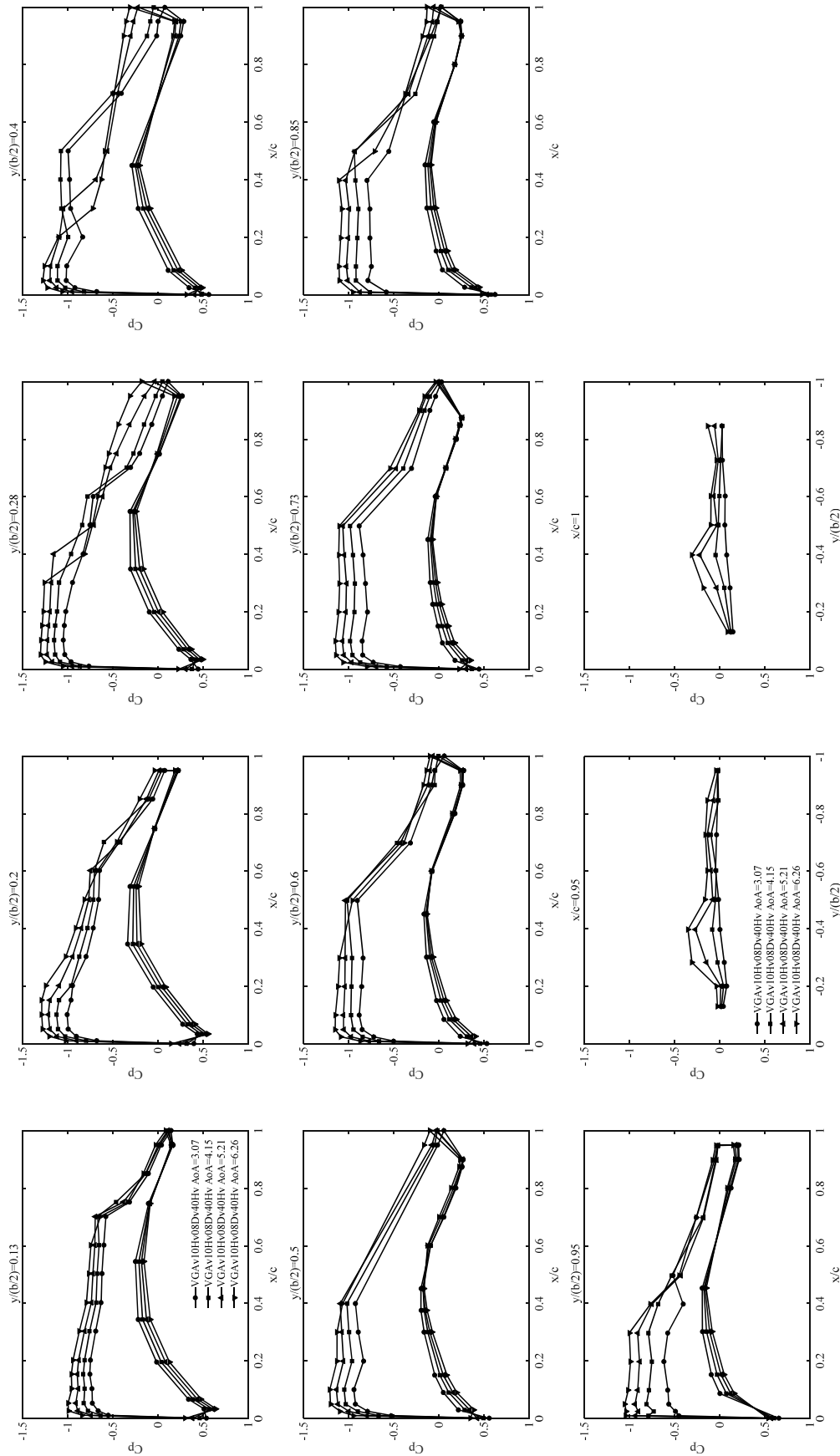


Fig. C-6-10 ナセルなし VG 形態(VGAV10HV08Dv40HV, Run No. 4386)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.15, 5.21, 6.26 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

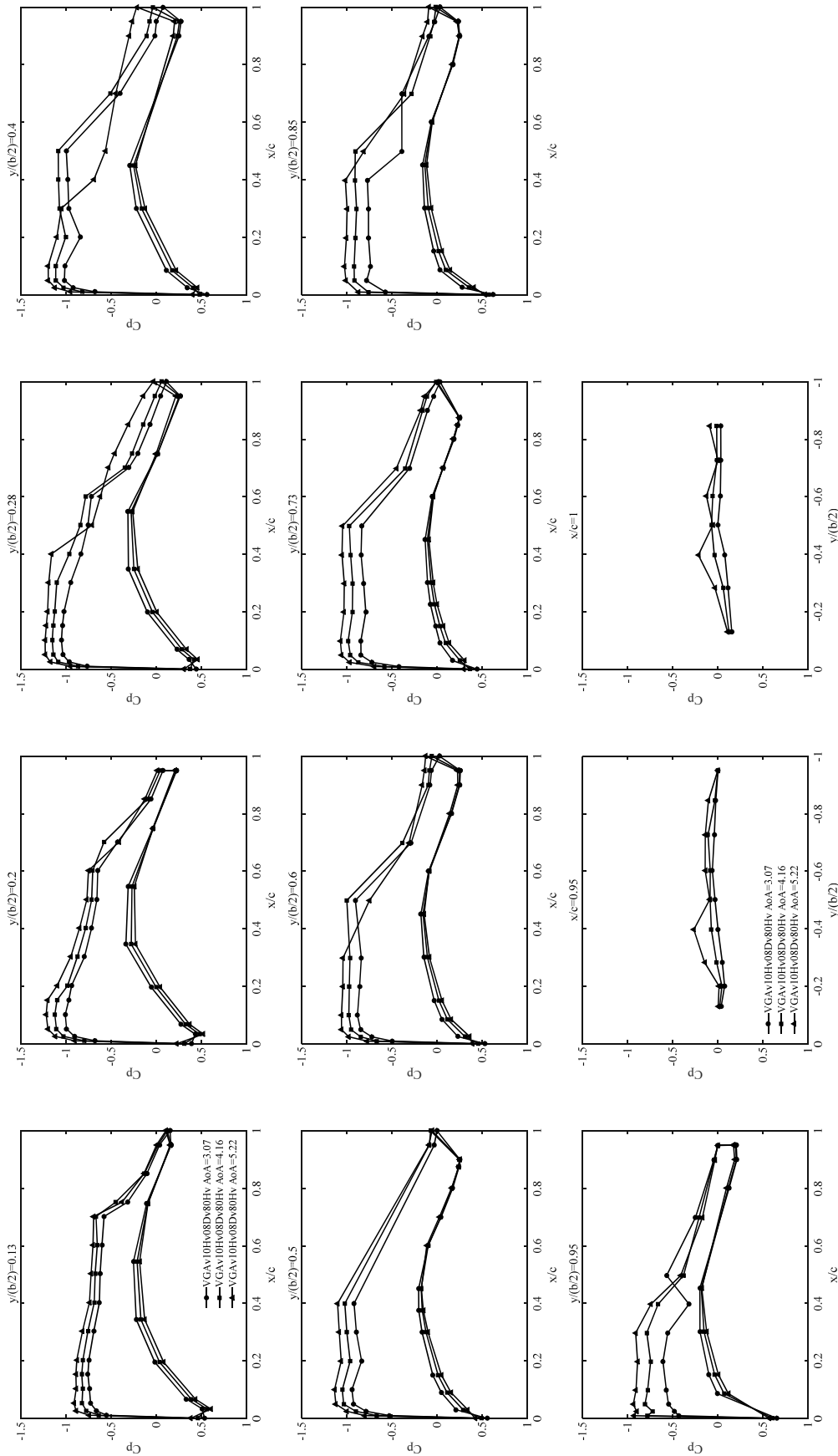


Fig. C-6-11 ナセルなし VG 形態(VGAv10Hv08Dv80Hv, Run No. 4387)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.16, 5.22deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 10 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

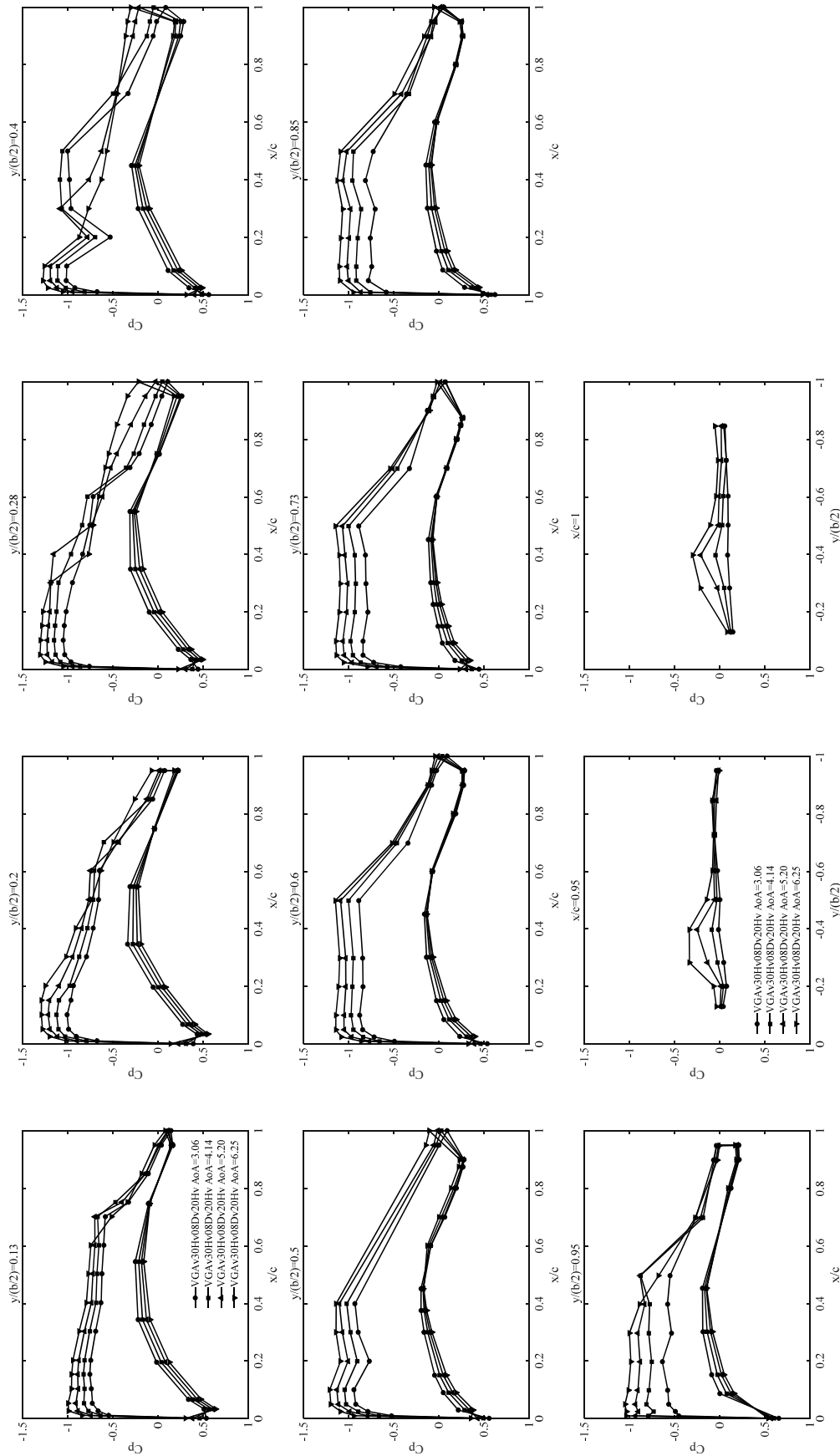


Fig. C-6-12 ナセルなし VG 形態(VGAv30Hv08Dv20Hv, Run No. 4388)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.06, 4.14, 5.20, 6.25 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm)

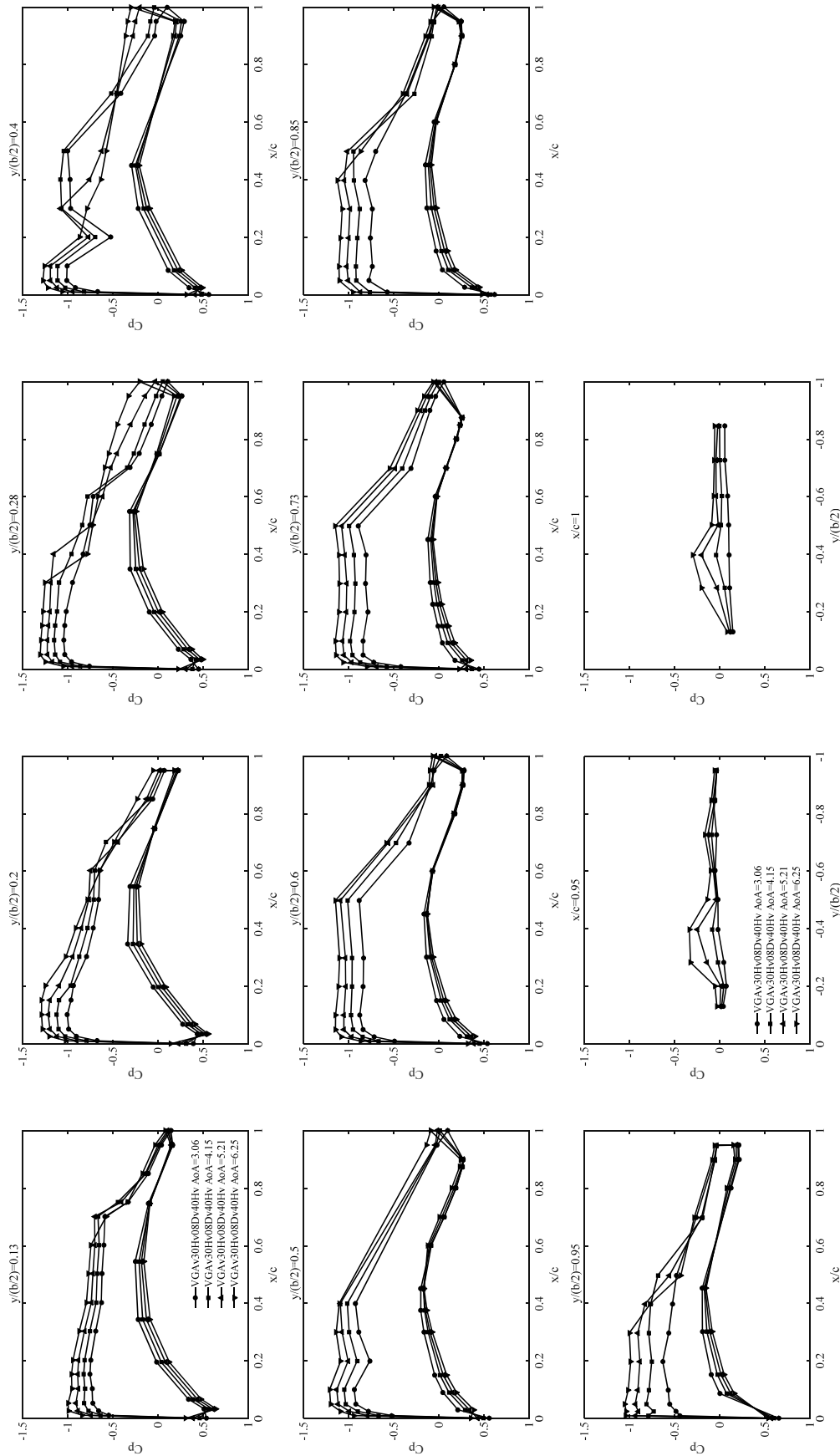


Fig. C-6-13 ナセルなし VG 形態(VGAV30Hv08Dv40Hv, Run No. 4389)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.06, 4.15, 5.21, 6.25 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

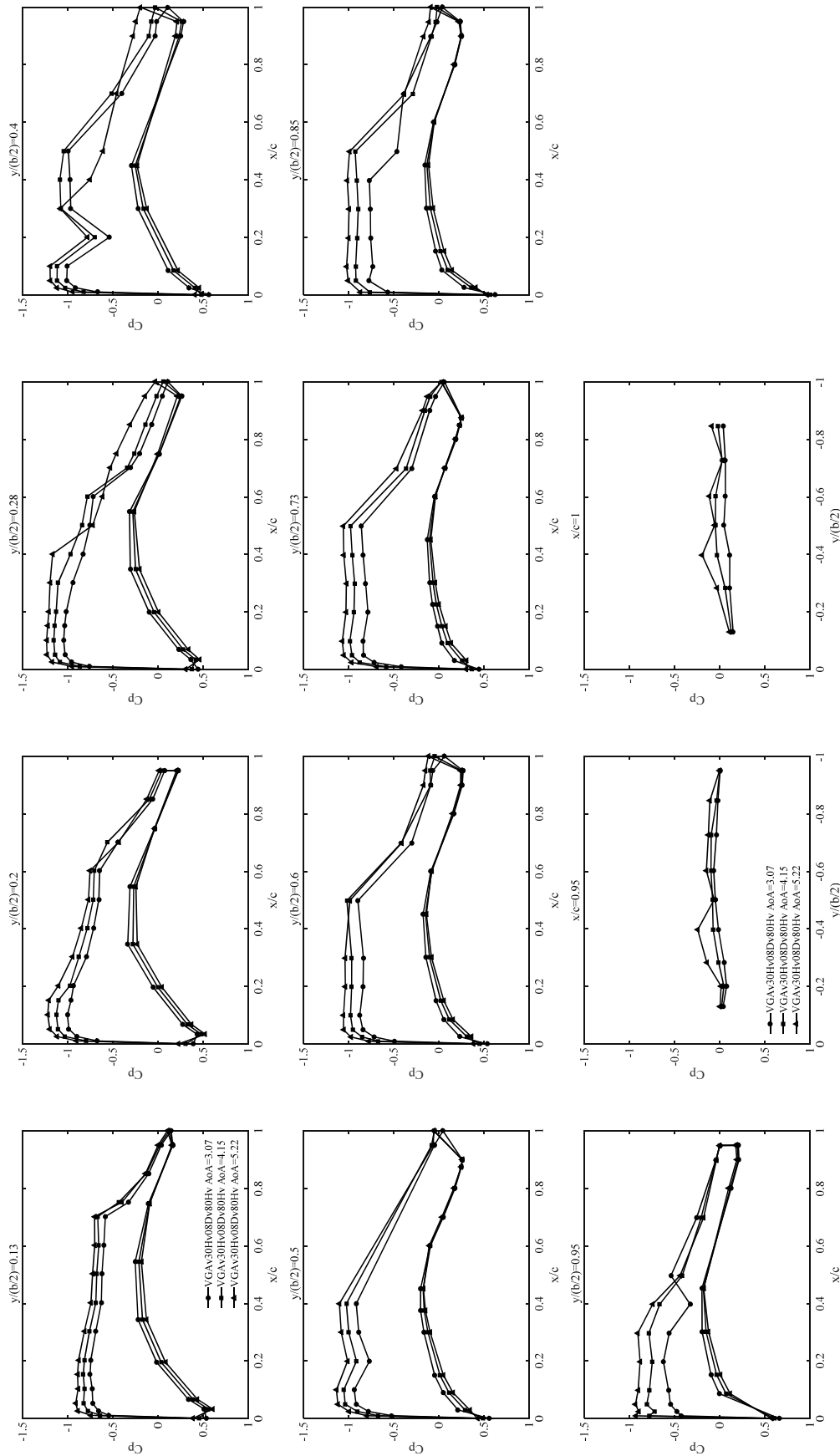


Fig. C-6-14 ナセルなし VG 形態(VGAv30Hv08Dv80Hv, Run No. 4390)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.15, 5.22 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 30 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm)

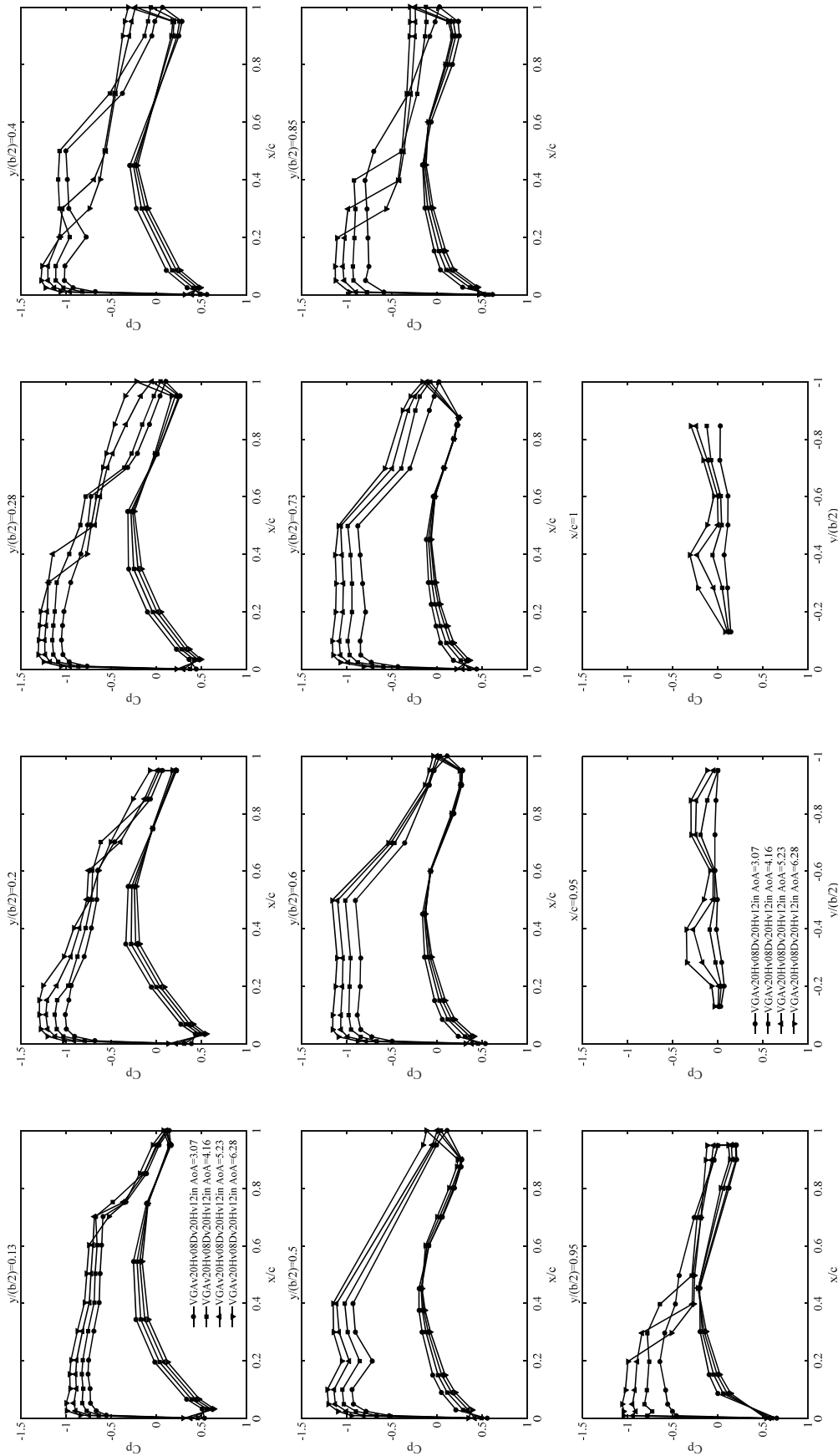


Fig. C-6-15 ナセルなし VG 形態(VGAV20HV08Dv20Hv12in, Run No. 4391)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.16, 5.23, 6.28 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm, 内舷側に 12 枚設置)

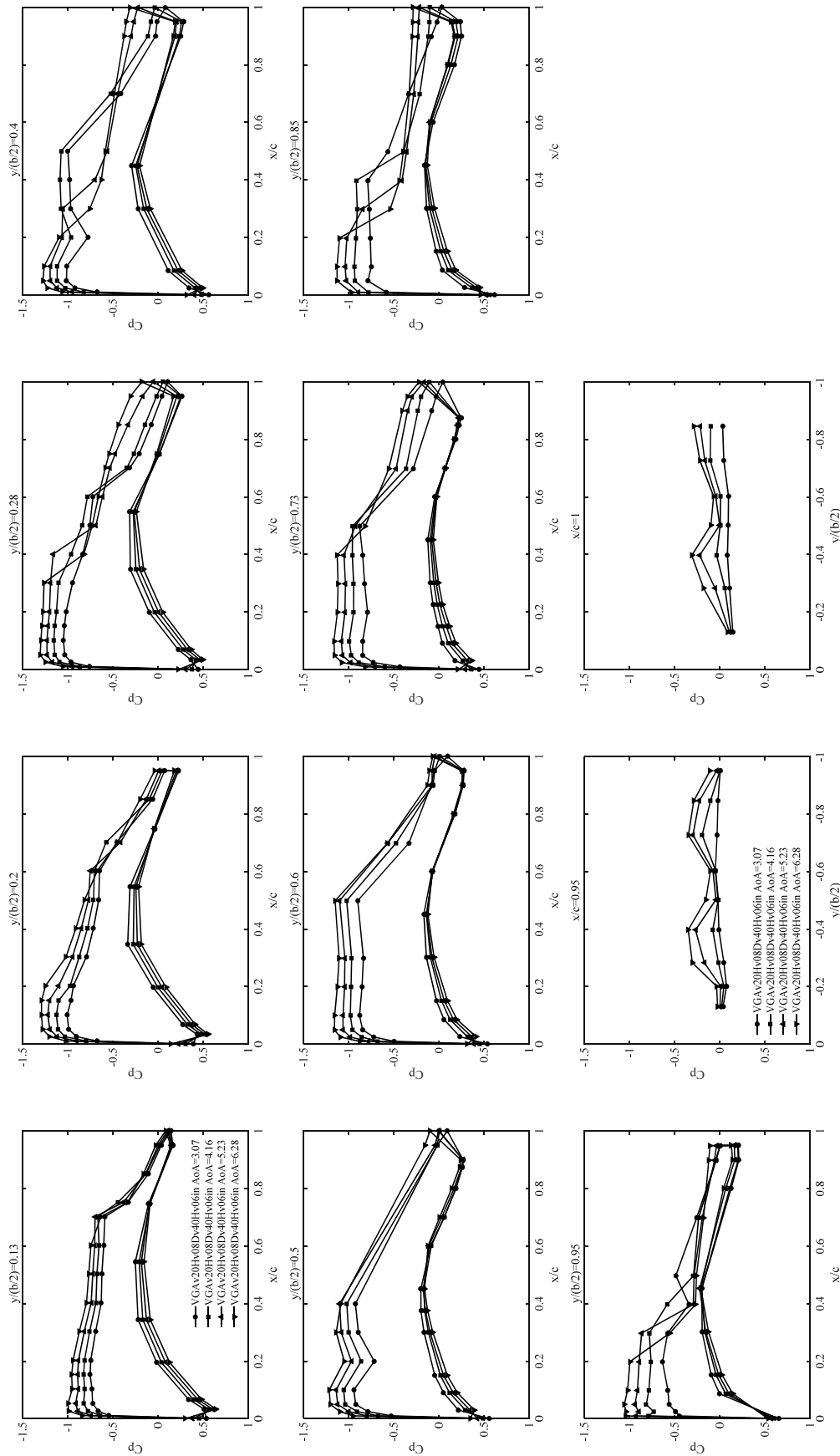


Fig. C-6-16 ナセルなし VG 形態(VGAV20Hv08Dv40Hv06in, Run No. 4392)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.16, 5.23, 6.28 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 内舷側に 6 枚設置)

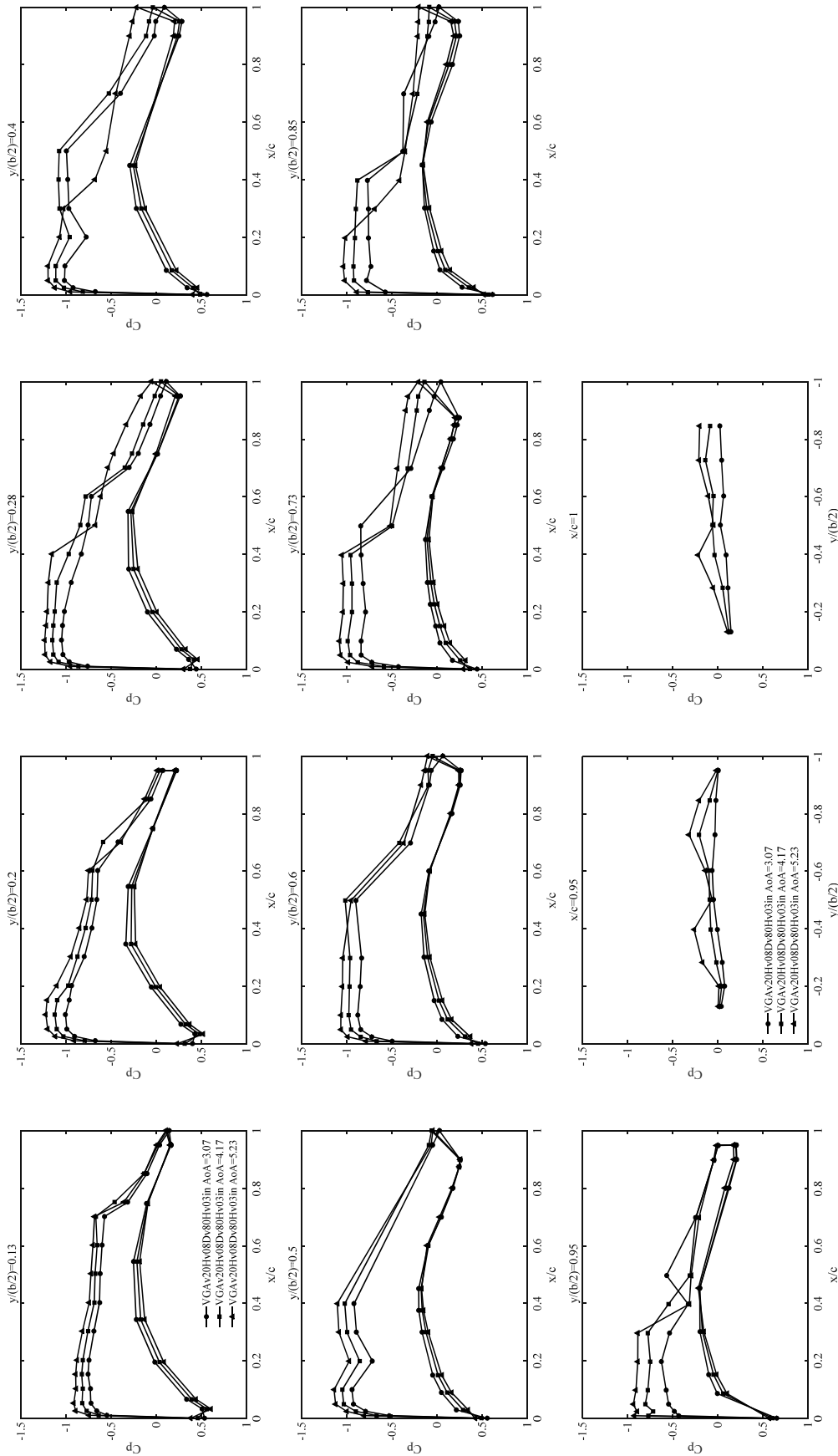


Fig. C-6-17 ナセルなし VG 形態(VGAV20Hv08Dv80Hv03in, Run No. 4393)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.17, 5.23 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm, 内舷側に 3 枚設置)

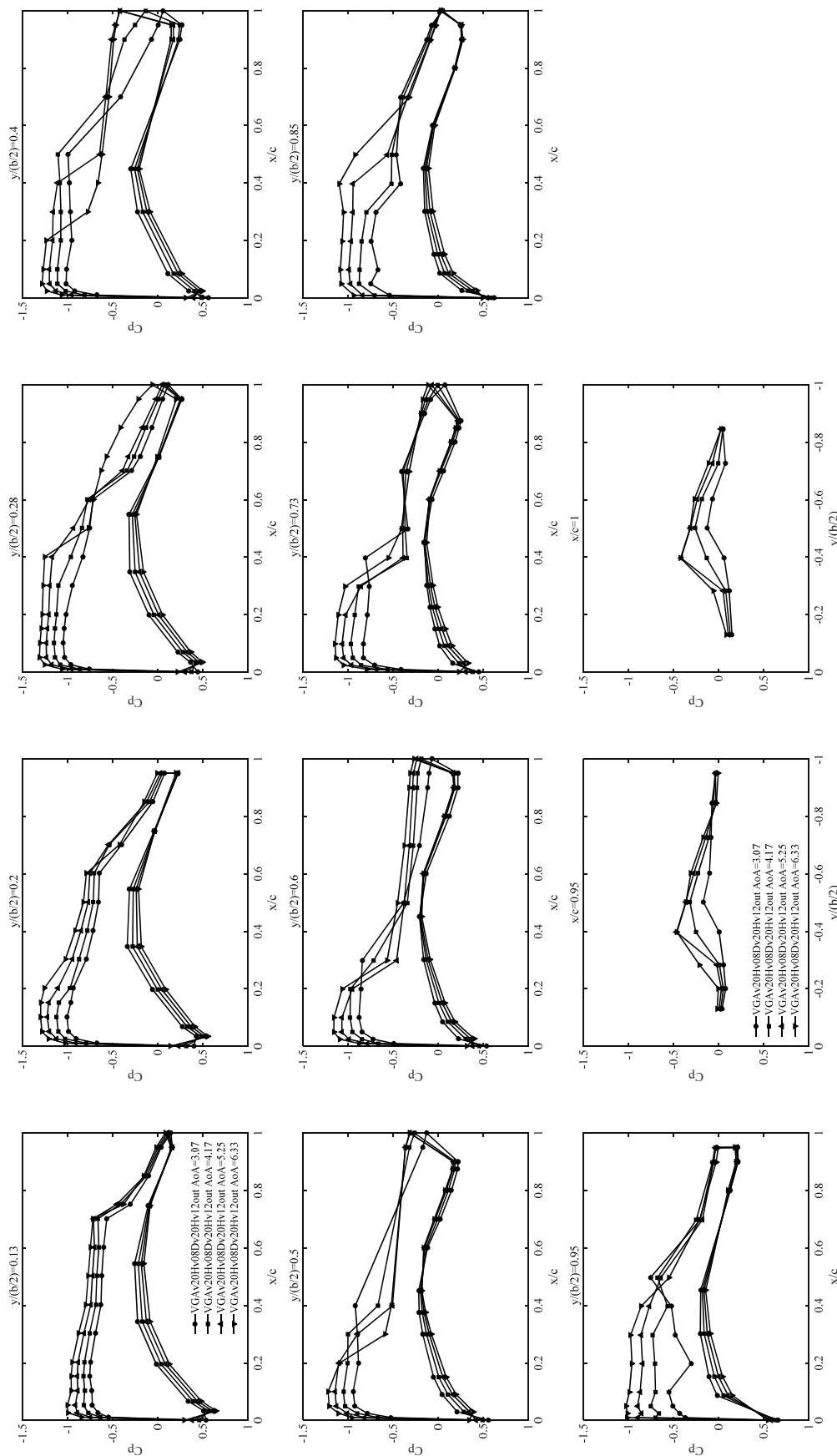


Fig. C-6-18 ナセルなし VG 形態(VGAV20HV08Dv20HV12out, Run No. 4394)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.17, 5.25, 6.33 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 16 mm, 外舷側に 12 枚設置)

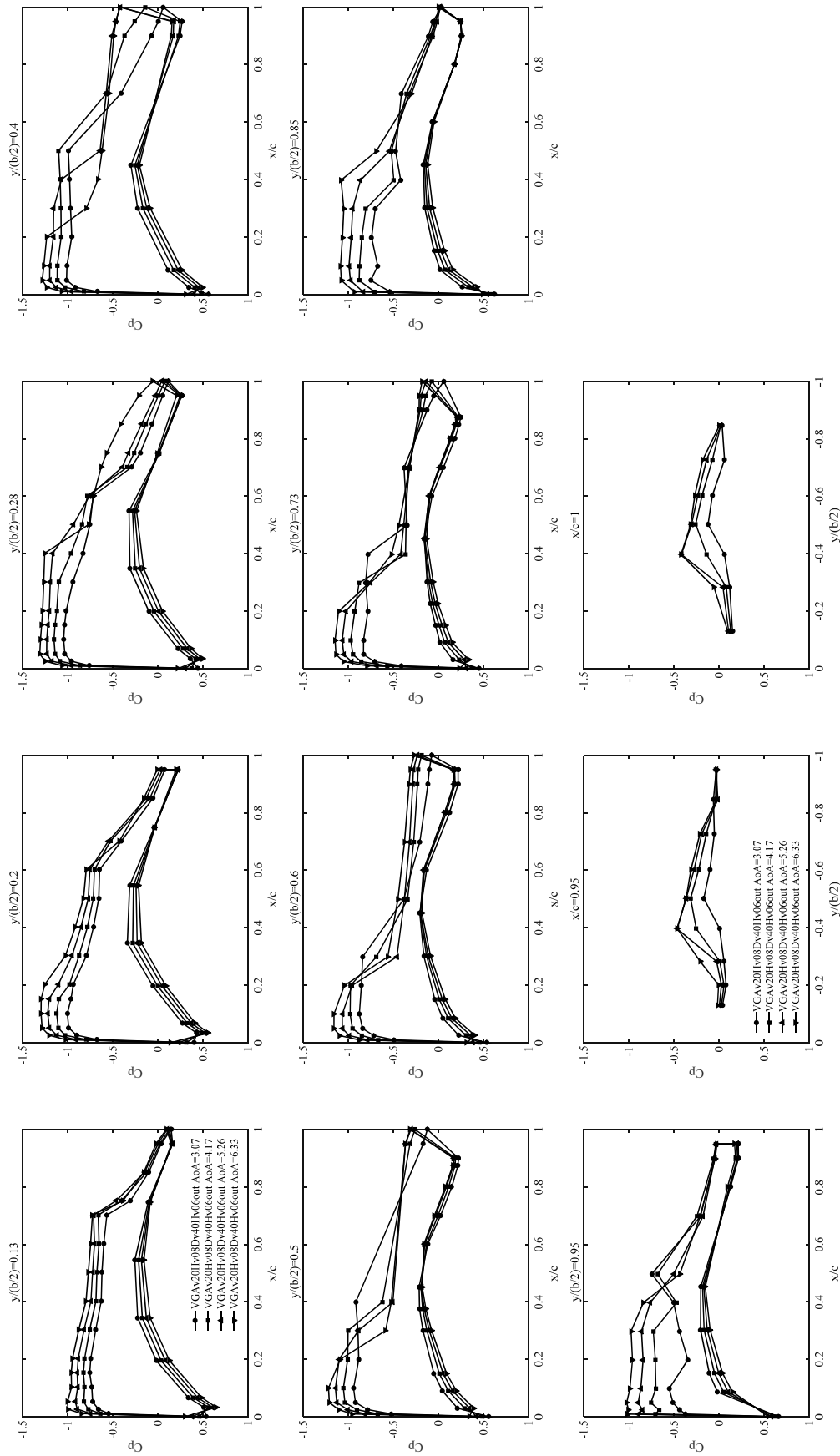


Fig. C-6-19 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv40Hv06out, Run No. 4395)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.17, 5.26, 6.33 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm, 外舷側に 6 枚設置)

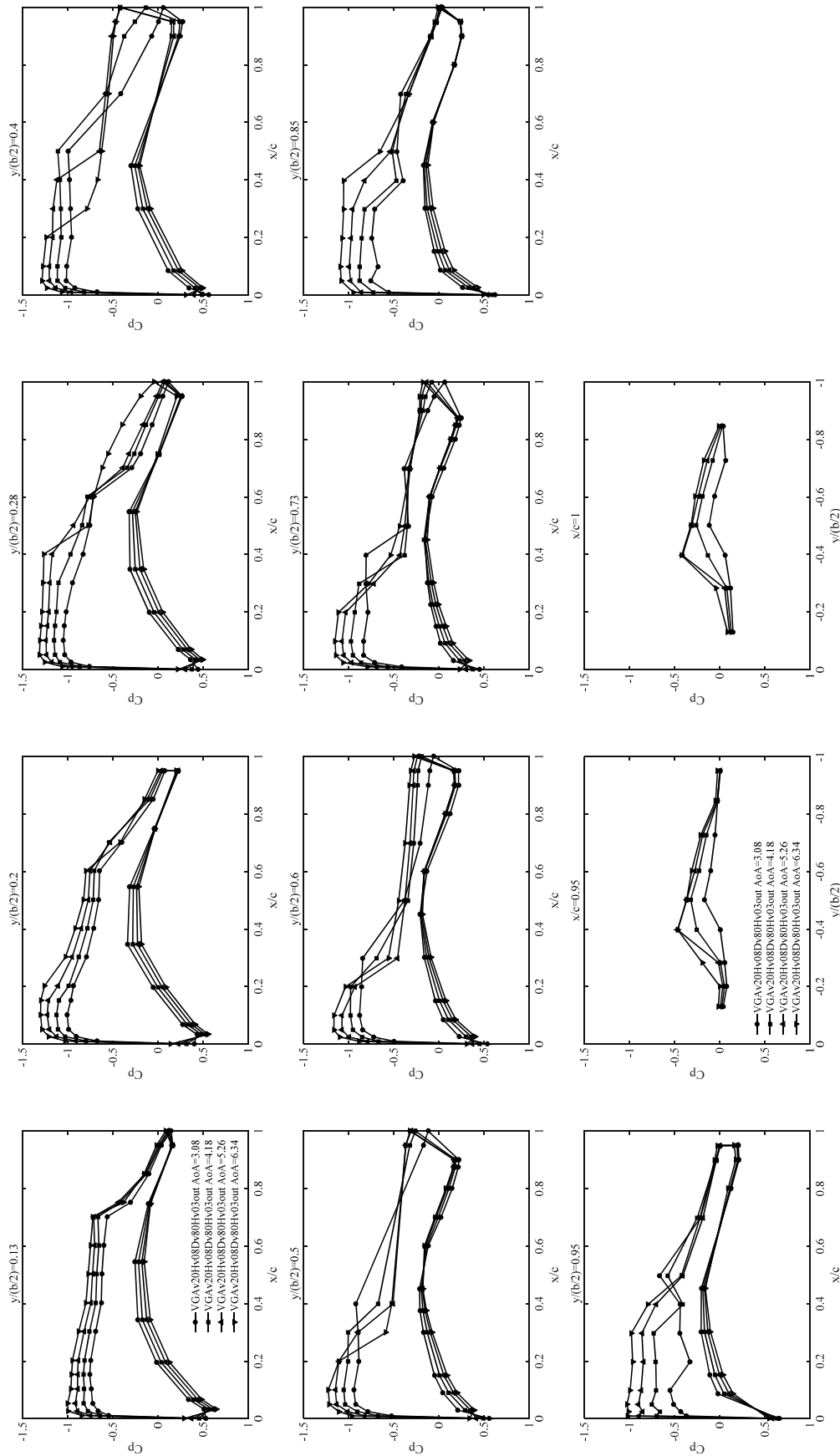


Fig. C-6-20 ナセルなし VG 形態(VGAv20Hv08Dv80Hv03out, Run No. 4396)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.08, 4.18, 5.26, 6.34 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 64 mm, 外舷側に 3 枚設置)

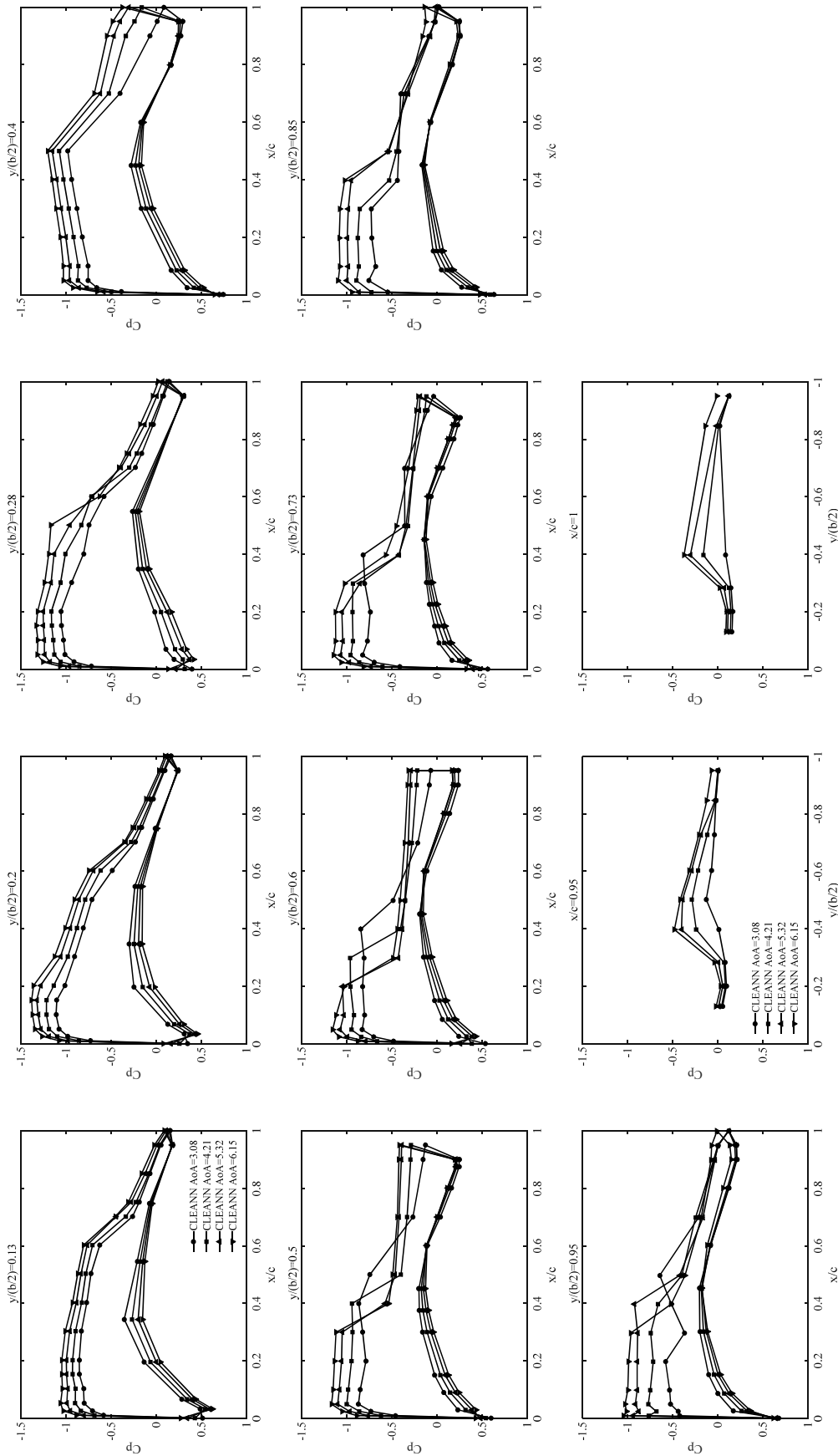


Fig. C-6-21 ナセルあり VG なし形態(CLEANN, Run No. 4482)
 (Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.08, 4.21, 5.32, 6.15 deg, 総圧 : 120 kPa)

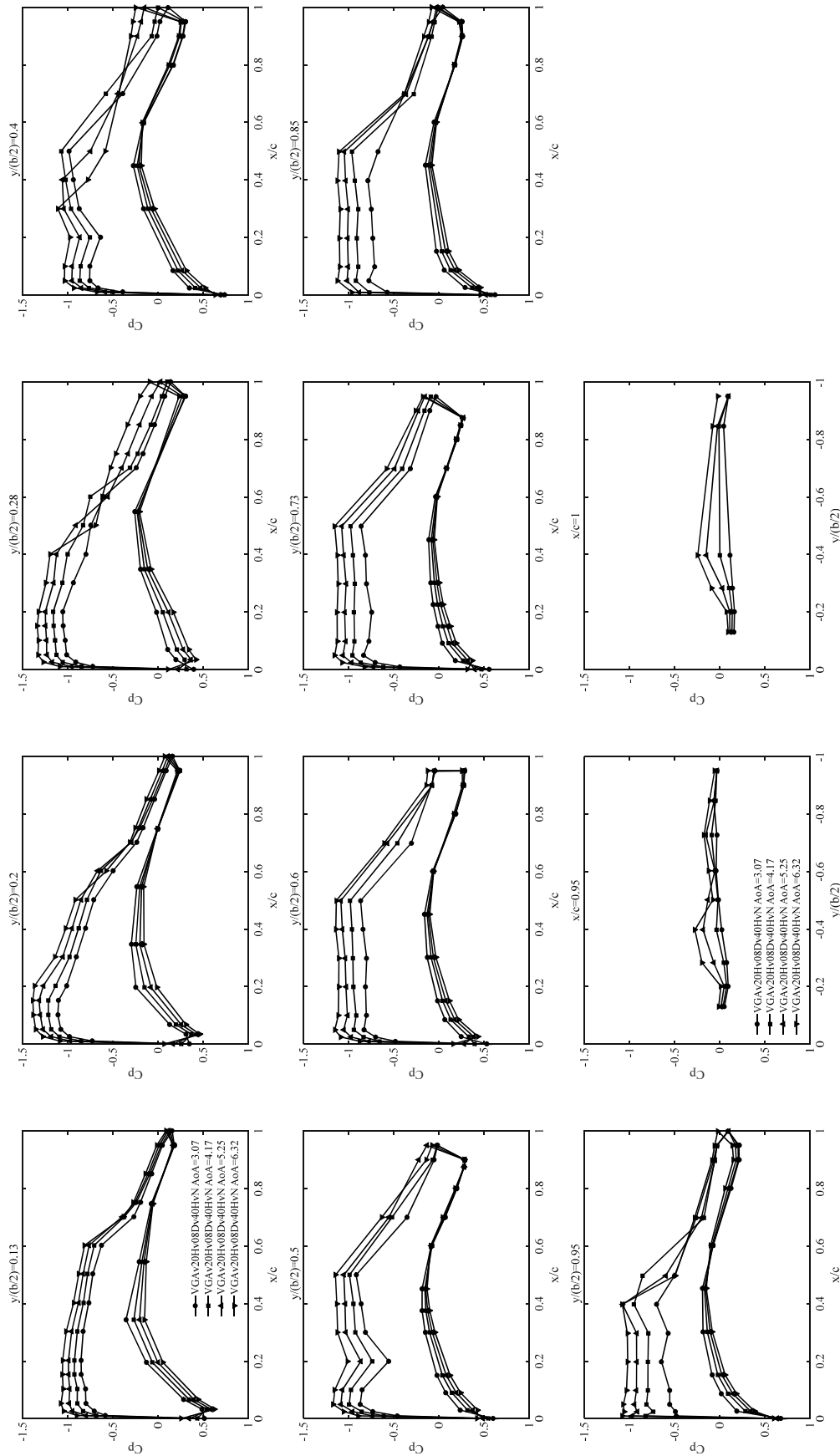


Fig. C-6-22 ナセルあり VG 形態(VGAV20HV08Dv40HvN, Run No. 4480)

(Mach 数 : 0.87, 迎角 : 3.07, 4.17, 5.25, 6.32 deg, 総圧 : 120 kPa)

(VG 取り付け角 : 20 deg, VG 高さ : 0.8 mm, VG 間隔 : 32 mm)

Appendix D

オイルフロー

Appendix D

オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 120kPa, 風洞停止後に撮影

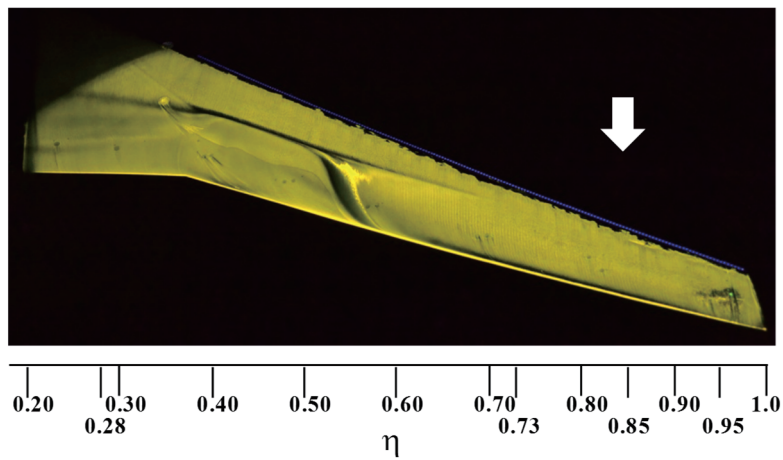
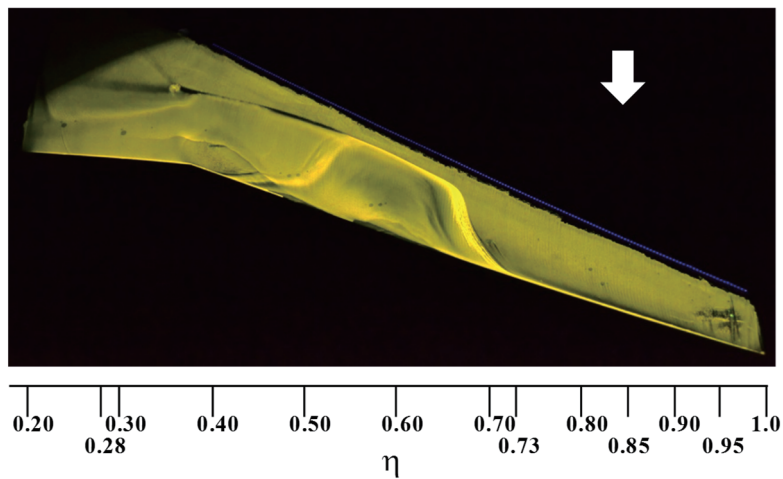
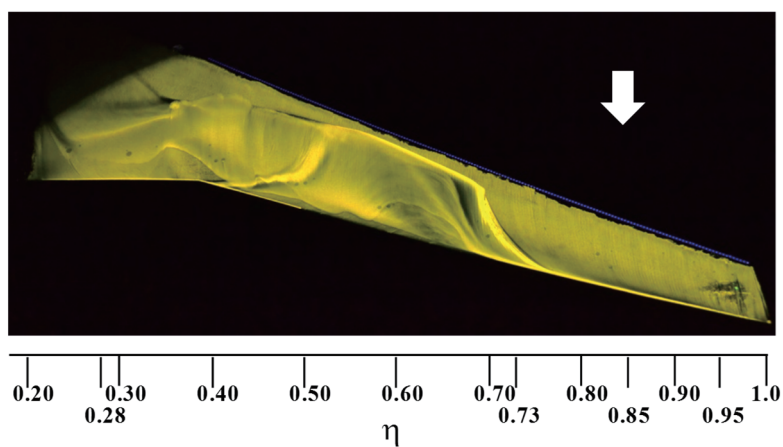
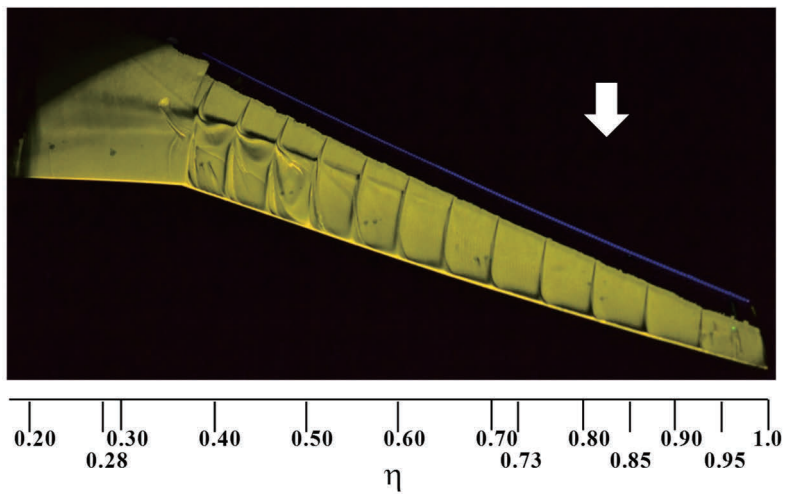
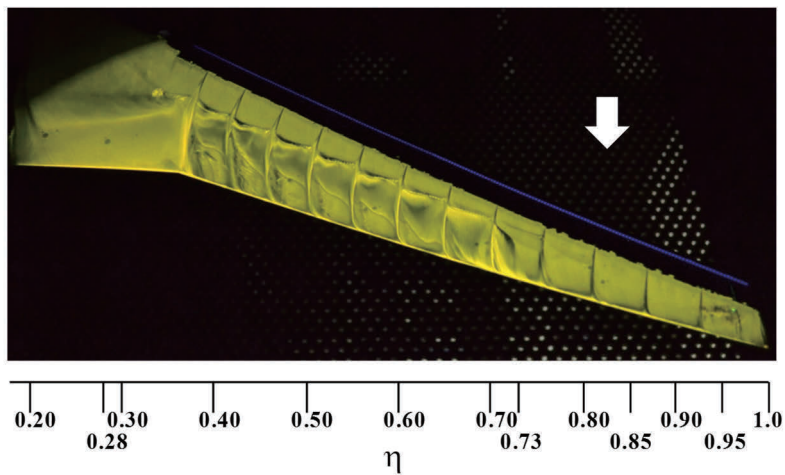
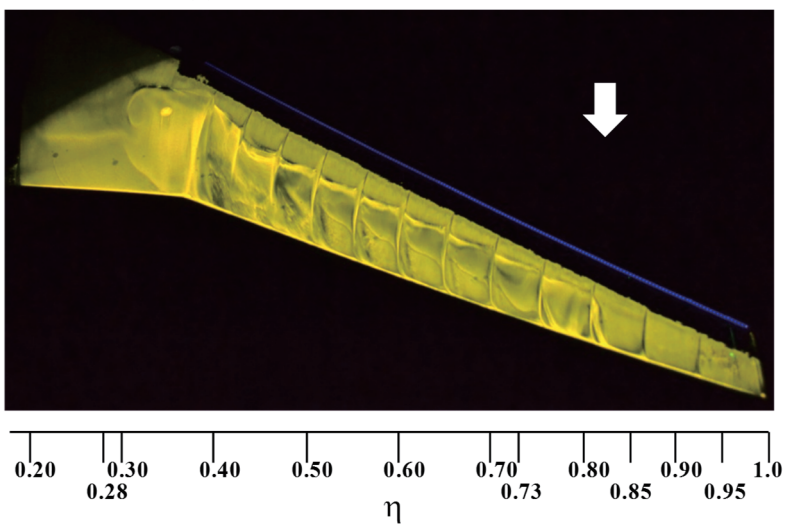
(a) 迎角 3.05° (設定迎角 2.5°)(b) 迎角 4.16° (設定迎角 3.5°)(c) 迎角 4.98° (設定迎角 4.25°)

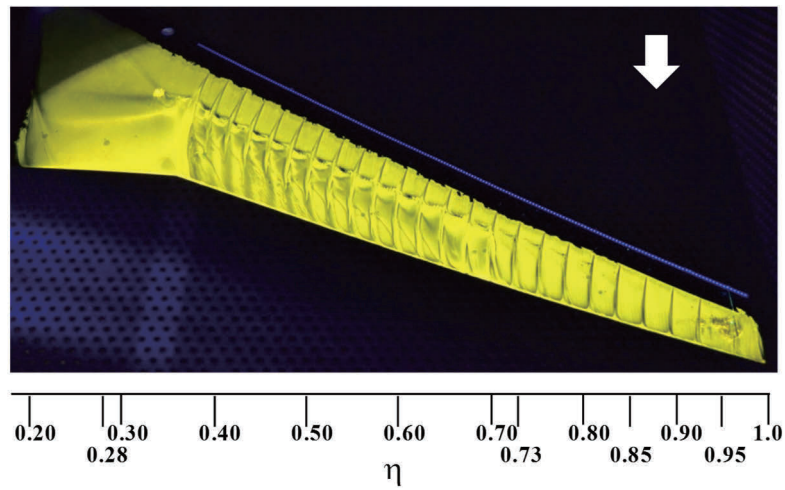
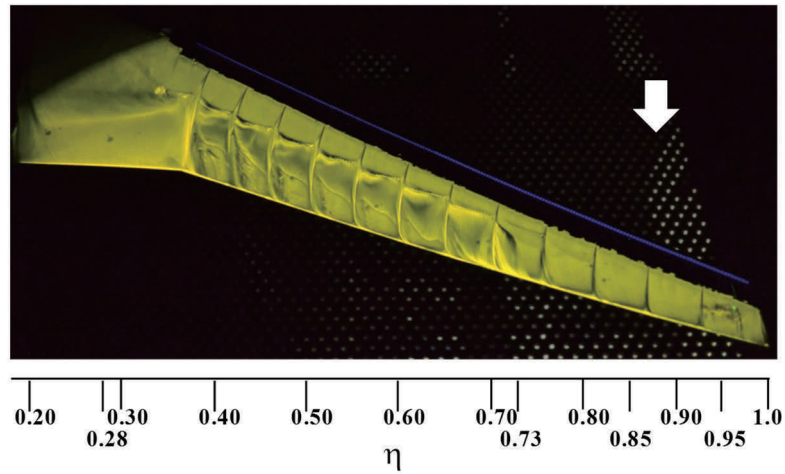
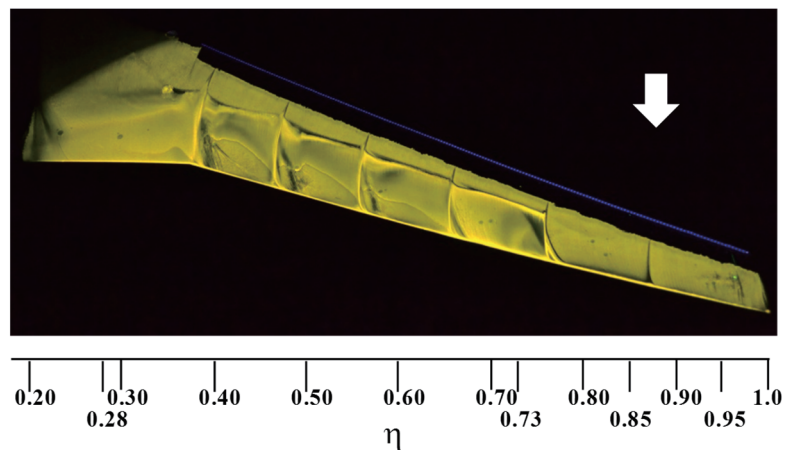
Fig. D-1-1 ナセルなし形態における VG なし(CLEAN)のオイルフロー

Appendix D

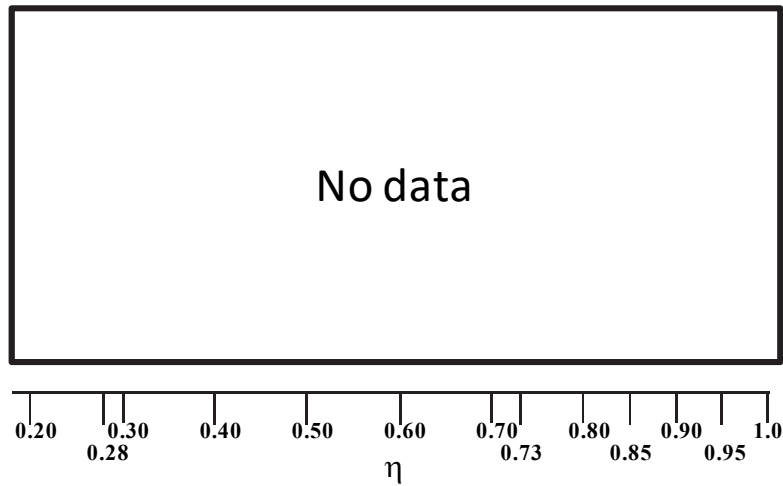
オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 120kPa, 風洞停止後に撮影

(a) 迎角 3.05° (設定迎角 2.5°)(b) 迎角 4.15° (設定迎角 3.5°)(c) 迎角 4.94° (設定迎角 4.25°)Fig. D-1-2 ナセルなし形態における VG 基本形態(VGA_v20H_v08D_v40H_v)のオイルフロー

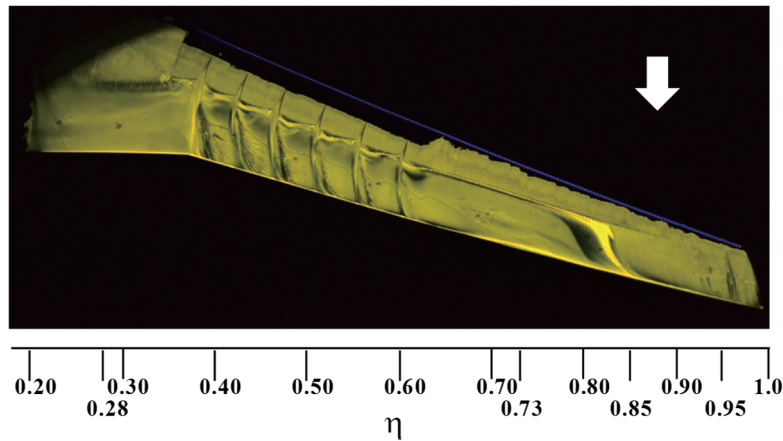
Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 120kPa, 風洞停止後に撮影

(a) $Dv/Hv = 20$ (VGA_v20H_v08D_v20H_v) 迎角 4.14° (設定迎角 3.5°)(b) $Dv/Hv = 40$ (VGA_v20H_v08D_v40H_v) 迎角 4.15° (設定迎角 3.5°)(c) $Dv/Hv = 80$ (VGA_v20H_v08D_v80H_v) 迎角 4.15° (設定迎角 3.5°)Fig. D-1-3 ナセルなし形態における VG 形態(VGA_v20H_v08D_v20H_v, VGA_v20H_v08D_v40H_v, VGA_v20H_v08D_v80H_v)のオイルフロー. VG 間隔の影響.

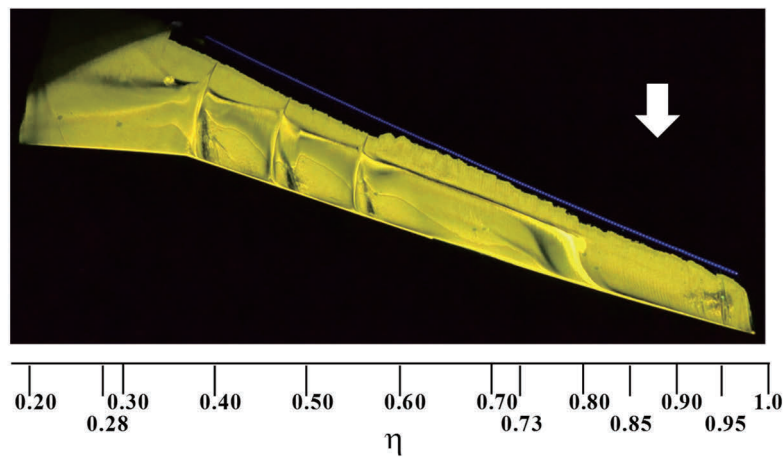
Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 120kPa, 風洞停止後に撮影



(a) $Dv/Hv = 20$ (VGA_v20Hv08Dv20Hv12in) 迎角 4.15° (設定迎角 3.5°)



(b) $Dv/Hv = 40$ (VGA_v20Hv08Dv40Hv06in) 迎角 4.15° (設定迎角 3.5°)



(c) $Dv/Hv = 80$ (VGA_v20Hv08Dv80Hv03in) 迎角 4.16° (設定迎角 3.5°)

Fig. D-1-4 ナセルなし形態における VG 形態(VGA_v20Hv08Dv40Hv06in, VGA_v20Hv08Dv80Hv03in)のオイルフロー. 内舷設置時 VG 間隔の影響.

Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 80kPa, 通風中に撮影

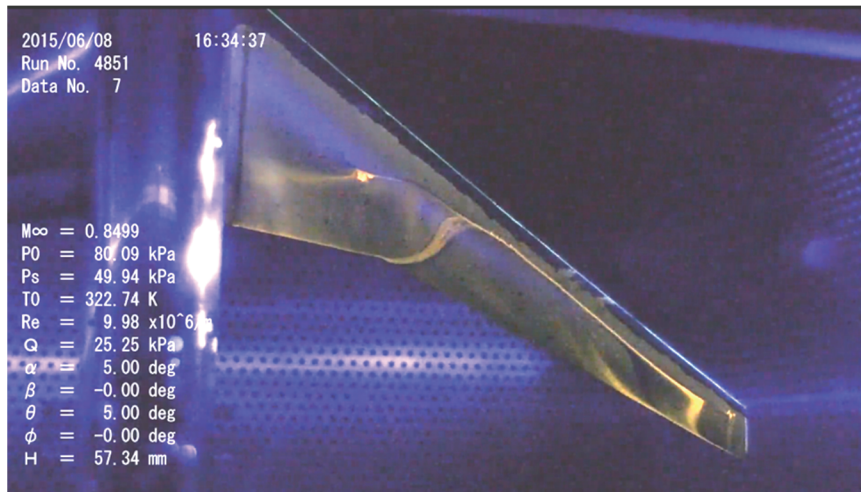
(a) VG なし(CLEAN) 迎角 5.47° (設定迎角 5.0°)(b) Toe-In (VGToe-InDvHv40) 迎角 5.47° (設定迎角 5.0°)(c) Toe-Out (VGToe-OutDvHv40) 迎角 5.44° (設定迎角 5.0°)

Fig. D-2-1 ナセルなし形態における VG の向き Toe-Out と Toe-In の比較.

Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 80kPa, 通風中に撮影

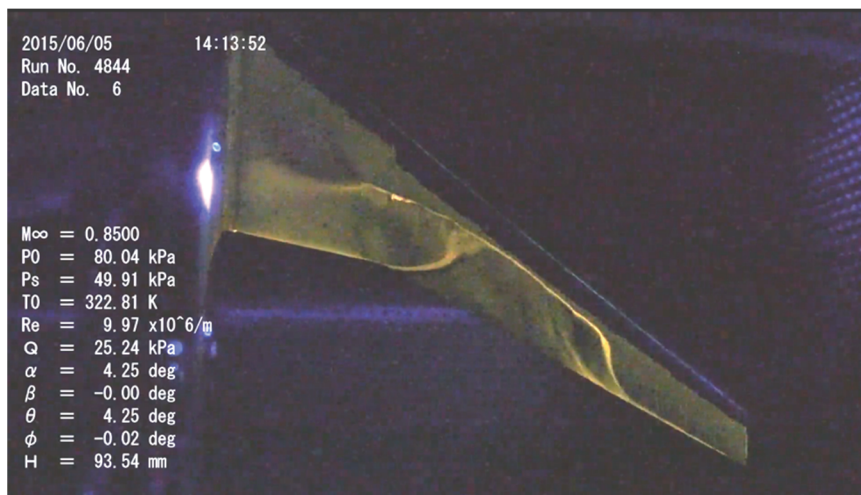
(a)迎角 2.82° (設定迎角 2.5°)(b)迎角 4.67° (設定迎角 4.25°)(c)迎角 5.47° (設定迎角 5.0°)

Fig. D-2-2 ナセルなし形態における VG の向き Toe-In (VGToe-InDvHv40)のオイルフロー.

Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 80kPa, 通風中に撮影

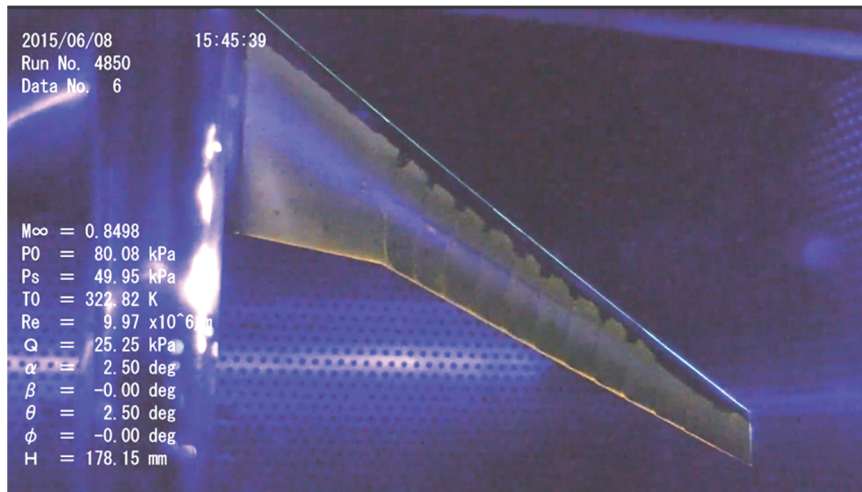
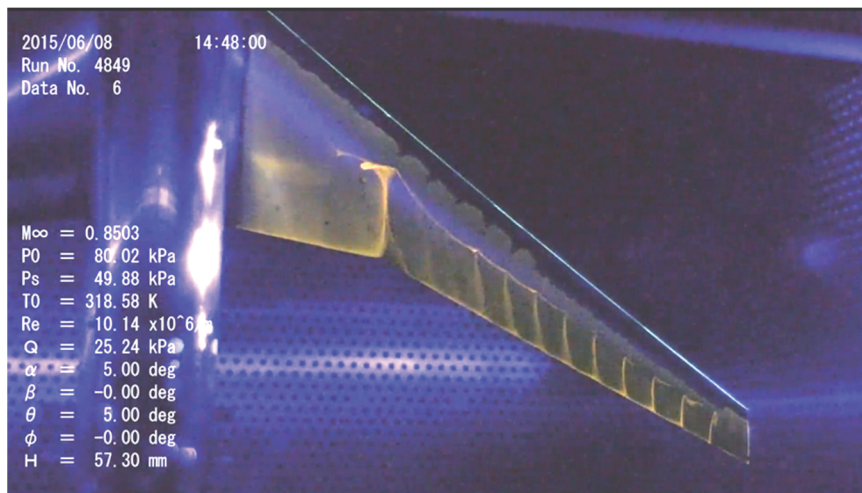
(a)迎角 2.81° (設定迎角 2.5°)(b)迎角 4.66° (設定迎角 4.25°)(c)迎角 5.44° (設定迎角 5.0°)

Fig. D-2-3 ナセルなし形態における VG の向き Toe-Out (VGToe-OutDvHv40)のオイルフロー.

Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 80kPa, 通風中に撮影

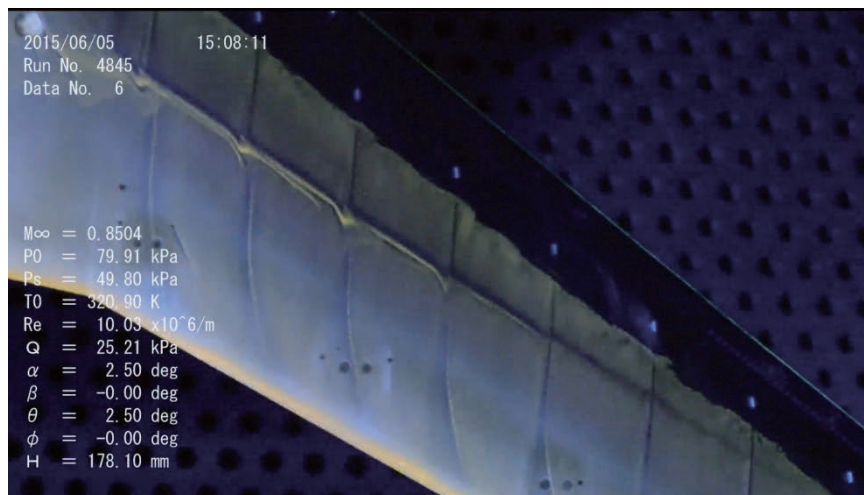


Fig. D-2-4 ナセルなし形態における VG の向き Toe-In (VGToe-InDvHv40)のオイルフロー拡大図.
迎角 2.82° (設定迎角 2.5°).

Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 80kPa, 通風中に撮影

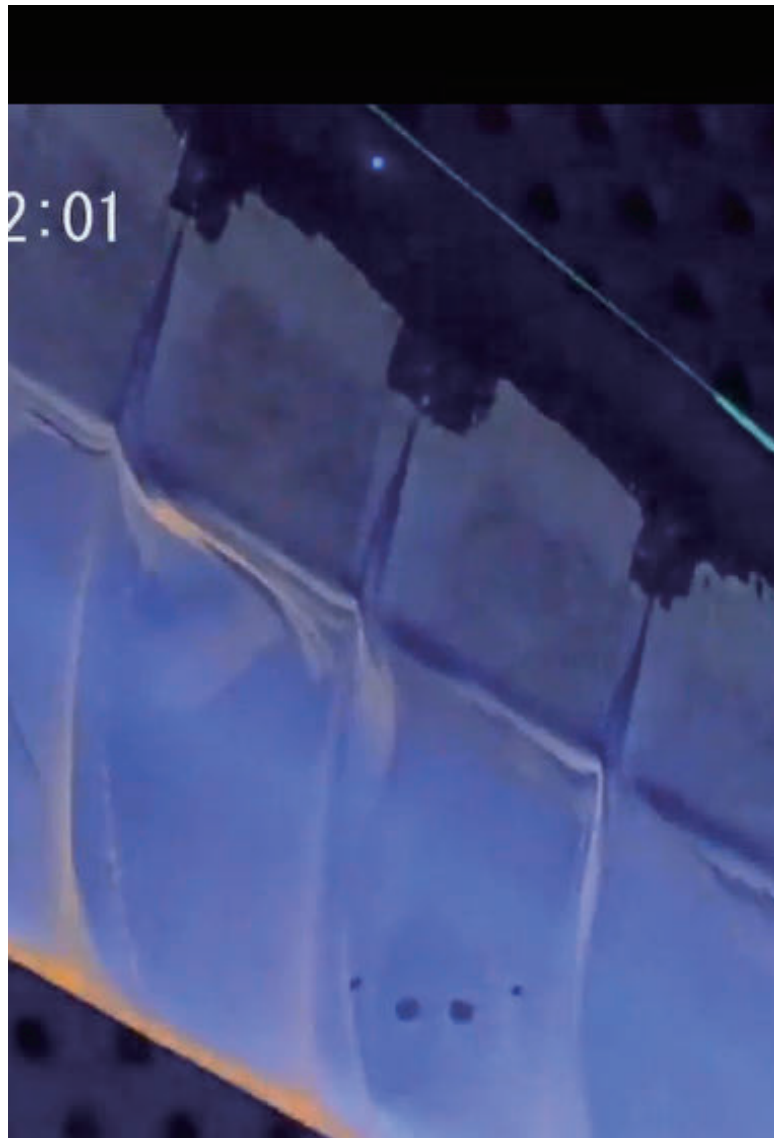
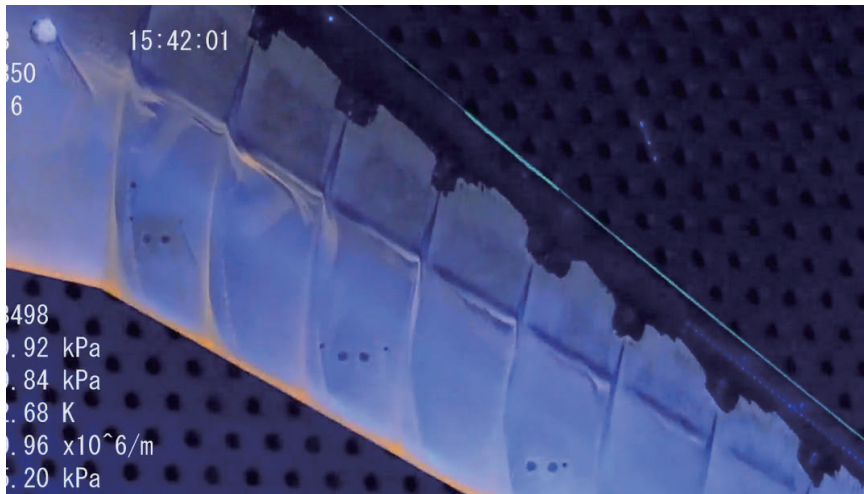


Fig. D-2-5 ナセルなし形態における VG の向き Toe-Out (VGToe-OutDvHv40)のオイルフロー拡大図. 迎角 2.81° (設定迎角 2.5°).

Appendix D オイルフロー Mach 数 0.85, 総圧 80kPa, 通風中に撮影

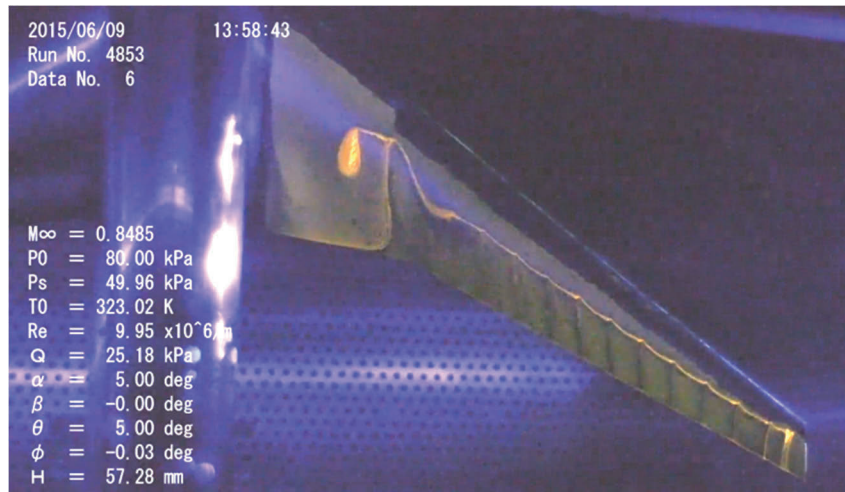
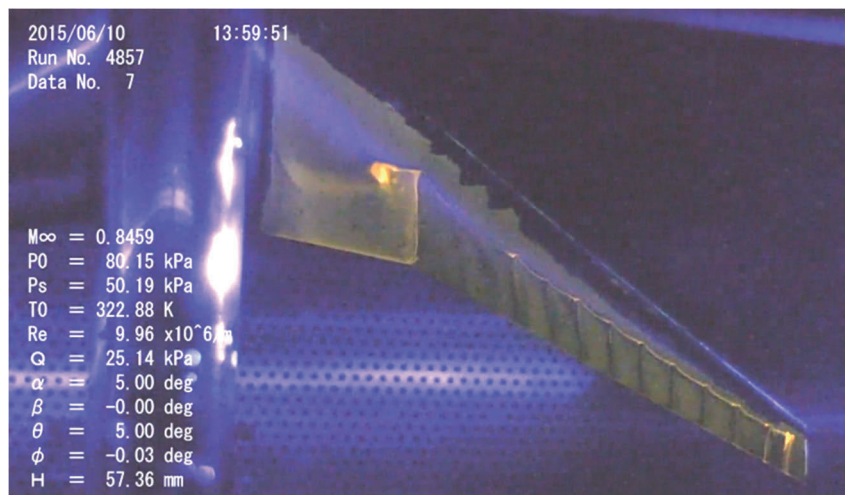
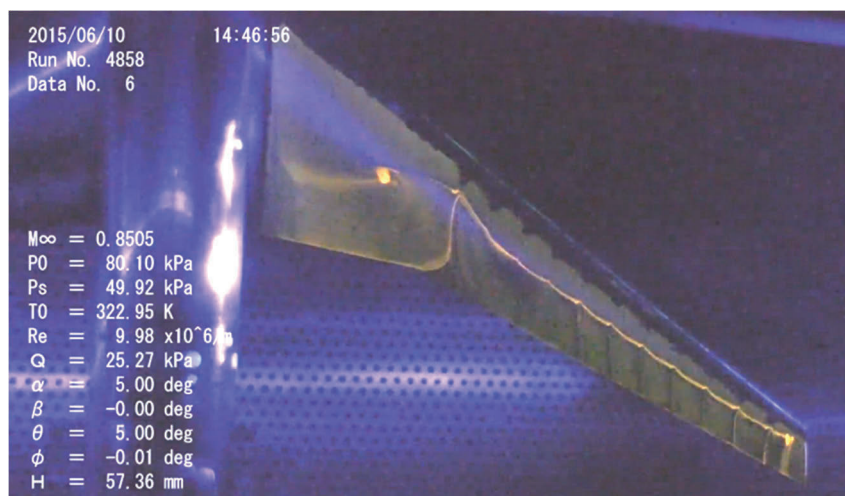
(a) 最内舷に4枚追加(VGToe-OutDvHv40(32)) 迎角 5.43° (設定迎角 5.0°)(b) 最内舷 VG を上流に移動 (VGToe-OutDvHv40(upstream)) 迎角 5.44° (設定迎角 5.0°)(c) 最内舷 VG を除去(VGToe-OutDvHv40(22)) 迎角 5.44° (設定迎角 5.0°)

Fig. D-2-6 ナセルなし形態における最内舷 VG の影響調査.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-17-013

JAXA Research and Development Report

遷音速三次元翼に対するVortex Generator効果

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

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成30年3月9日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

©2018 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

