

平成 23 年度 修士論文

境界層制御による風車専用翼型の 高性能化に関する研究

2012 年 2 月 1 日 提出

指導教員 前田 太佳夫 教授

鎌田 泰成 准教授

村田 淳介 助教

三重大学大学院 工学研究科

博士前期課程 機械工学専攻

エネルギー環境工学研究室

菅原 智史

三重大学大学院 工学研究科

目次

第1章	緒言(1)
第2章	主な記号および座標系(3)
2.1	主な記号	
2.2	座標系	
第3章	実験装置および手法(6)
3.1	供試翼型断面形状	
3.2	二次元翼性能試験に用いた装置(6)
3.2.1	小型風洞	
3.2.2	測定部	
3.2.3	二次元翼	
3.2.4	サーボモータ	
3.2.5	高速多点圧力計測装置	
3.3	ロータ翼性能試験に用いた実験装置(8)
3.3.1	大型風洞	
3.3.2	供試風車	
3.3.3	ロータ翼	
3.4	実験方法(9)
3.4.1	二次元翼性能試験における実験条件	
3.4.1.1	静的状態における実験条件	
3.4.1.2	動的状態における実験条件	
3.4.2	ロータ翼性能試験における実験条件	
3.4.2.1	出力性能データ取得条件	
3.5	データ整理方法(11)
3.5.1	揚力・抗力の算出方法	
3.5.2	揚力・抗力の無次元化	
3.5.3	動的状態のデータサンプリング方法	
3.5.4	動的状態の圧力導管応答補正	
3.5.5	周速比および出力係数の算出方法	
第4章	二次元翼性能(23)
4.1	T01-26 翼型の基本翼性能	
4.2	静的状態における翼性能(23)
4.2.1	$x/c=0.03$ に装着した場合	

4.2.2	$x/c=0.07$ に装着した場合	
4.2.3	$x/c=0.20$ に装着した場合	
4.2.4	テープ装着時の抗力係数	
4.2.5	静的実験のまとめ	
4.3	動的状態における翼性能(30)
4.3.1	テープ装着位置 $x/c=0.03, Re=1.5 \times 10^5$ における動的翼性能	
4.3.2	テープ装着位置 $x/c=0.03, Re=2.0 \times 10^5$ における動的翼性能	
4.3.3	テープ装着位置 $x/c=0.07, Re=1.5 \times 10^5$ における動的翼性能	
4.3.4	テープ装着位置 $x/c=0.07, Re=2.0 \times 10^5$ における動的翼性能	
4.3.5	テープ装着位置 $x/c=0.20, Re=1.5 \times 10^5$ における動的翼性能	
4.3.6	テープ装着位置 $x/c=0.20, Re=2.0 \times 10^5$ における動的翼性能	
4.3.7	動的実験のまとめ	
第5章	ロータ翼性能(65)
5.1	供試翼の基本性能	
5.2	テープ装着時のロータ翼性能(66)
5.2.1	$x/c=0.03$ に装着した場合	
5.2.1.1	正対状態での出力性能	
5.2.1.2	ヨー状態での出力性能	
5.2.2	$x/c=0.03$ に装着した場合	
5.2.2.1	正対状態での出力性能	
5.2.2.2	ヨー状態での出力性能	
5.3	出力係数のまとめ(68)
第6章	変動風況に対する発電量の試算(74)
6.1	はじめに	
6.2	発電量試算に用いた翼型(74)
6.3	発電量試算に用いたロータの出力性能(74)
6.4	発電量の試算方法(75)
6.4.1	瞬時発電量の試算	
6.4.2	平均出力の試算	
6.5	風速変動モデルによる発電量試算(75)
6.5.1	IEC ガストモデルによる試算	
6.5.1.1	風速変動関数	
6.6	結果及び考察(76)
6.6.1	主流風速 $U=9[m/s]$ の場合	
6.6.2	主流風速 $U=7[m/s]$ の場合	

6.6.3 テープ装着の有無による発電量の違い	
6.7 発電量試算のまとめ	…………(77)
第7章 結言	…………(86)
謝辞	…………(88)
参考文献	
付録	

第 1 章 緒言

近年、エネルギーセキュリティの問題や原子力発電の安全性への危惧により、クリーンエネルギー奨励の動きが活発化している。本国においては 2011 年 3 月 11 日に起きた東日本大震災により、福島第一原子力発電所の臨界事故が起こった。これにより近隣住民への健康被害や生活環境の悪化、関東地域においての大規模な計画停電など、現在の電力供給方法に存在する多くの問題が浮き彫りとなった。これにより、一層クリーンエネルギーによる発電に注目が集まることとなった。中でも風力発電は地球温暖化対策として特に注目が集まっている。

大型の風力発電機は、ウィンドファームによる大規模発電が世界規模で本格的に普及しつつあり⁽¹⁾、2008 年末時点での総設備容量は、世界全体で約 120GW であり、2006 年と比べ約 63%増加している。また、エネルギー資源の 9 割以上を海外に依存している我が国においても、純国産エネルギーである風力発電の研究開発および導入の意義は大きい。2002 年 6 月に「エネルギー政策基本法」が制定され、日本における 2030 年度の風力発電の導入目標は 602 万 kW と示された。風力発電機の発電効率の向上や洋上ウィンドファームの建設などにより、今後さらなる普及が見込まれている。一方で小型の風力発電機においては電力獲得よりも寧ろ、モニュメントや企業の環境問題に対する意識の PR としての要素が大きい⁽²⁾。小型の風力発電機には、発電機容量の少なさや経済性といった、世間一般に普及するために克服しなければならない問題がいくつかある。また、小型の風力発電機が運転される都市部では、風車に流入する風速や風向が激しく変化するため風車翼に著しい迎角変動が生じる。小型風車はロータの寸法が小さいため、低レイノルズ数で運転されるが、一般に翼型はレイノルズ数の低下によって翼面境界層の剥離や、翼性能の大きな低下が起こる。このため、小型の風車には低レイノルズ数領域においても広い迎角範囲で優れた翼性能を示す翼型が必要となる。

これまでの研究により開発された風車専用翼型である T01-26 は、高レイノルズ数において広い迎角範囲で失速しない性能を有している⁽³⁾。低レイノルズ数においても性能を維持することが可能となれば、小型の風力発電機に適した翼型となる。

一方で、翼面境界層は乱流境界層となることで剥離しにくくなることが知られている。さらに、ワイヤやテープ等を取り付けることで境界層の乱流遷移を促すことが過去の研究⁽⁴⁾⁽⁵⁾で明らかになっている。境界層制御にはいくつかの方法があるが、実験条件変更の容易さから、本研究では取り付け位置および高さを容易に変更できテープを用いて翼面境界層の制御を行なった。実験では、二次元翼の翼面にテープを貼付し、低レイノルズ数における翼性能の評価を行なった。翼性能の評価は迎角を固定した静的状態および、迎角を連続的に変化させる動的状態において行なった。また、翼単体の性能試験結果に基づき、風車ロータ翼に対してテープを装着し、境界層遷移の実験を行ない、風車ロータの出力性能を測定した。更にロータ翼実験によって得られた出力性能から、変動風況における発電量の

第 1 章 諸言

試算を行ない，T01-26 翼の低レイノルズ数域における性能を定量的に評価した．以上の実験により風車専用翼型の境界層制御の検証を行なった．

第2章 主な記号および座標系

2.1 主な記号

A	: ロータ回転面積($=\pi R^2$)	[m ²]
A_{amp}	: 動的な迎角変動振幅	[°]
B	: 迎角変動幅	[°]
c	: 翼弦長	[m]
D	: 抗力($=\Sigma(p_i - p_0) \cdot s_i \cdot \sin(\theta_i + \alpha)$)	[N]
C_D	: 抗力係数($=d/(1/2\rho U^2 c)$)	
C_L	: 揚力係数($=l/(1/2\rho U^2 c)$)	
C_p	: 圧力係数($=(p_i - p_0)/(1/2\rho U^2)$)	
C_{pow}	: 出力係数($=Q\Omega/(1/2\rho U^2)$)	
f	: 振動数	[1/s]
h	: 翼に装着するテープの高さ	[m]
k	: 無次元振動数($=\pi d/UT$)	
L	: 揚力($=\Sigma(p_i - p_0) \cdot s_i \cdot \cos(\theta_i + \alpha)$)	[N]
N	: 風車回転数	[1/s]
p_{atm}	: 大気圧	[Pa]
p_i	: 圧力測定孔の圧力	[Pa]
Q	: トルク	[Nm]
r	: 半径位置	[m]
R	: ロータ半径($=0.9$)	[m]
Re	: レイノルズ数($=Ud/\nu$)	
s	: テープ装着位置	[m]
s_i	: 圧力測定孔の代表間隔	[m]
$S_{\text{ref}}(t)$: 基準正弦波	
$S_{\text{mes}}(t)$: 測定正弦波	
T	: 迎角変動周期	[s]
t	: 迎角変動時間	[s]
U	: 主流風速	[m/s]
x	: 供試翼の翼弦方向位置	[m]
y	: 供試翼の翼厚方向位置	[m]
α	: 迎角	[°]
α_{mean}	: 変動中心迎角	[°]
α_{stall}	: 静的状態での失速角	[°]
β	: ピッチ角	[°]

第2章 主な記号および座標系

ϕ	: ヨー角	[°]
λ	: 先端周速比	
θ_i	: 圧力測定孔の傾斜角	[°]
Ω	: ロータ回転角速度	[rad/s]
ν	: 動粘性係数	[m ² /s]
ρ	: 空気密度	[kg/m ³]
ξ	: 位相遅れ	[rad]

2.2 座標系

二次元流れ場では流入風と平行な向きに X , 垂直方向に Y とする.

図 2.1 にヨー角およびピッチ角の定義図を示す. 風車回転方向は上流側から見て時計回りである。ヨー角 ϕ は翼車回転軸と主流方向のなす角とし, 風車上方から見て反時計回りを正としている. 翼ピッチ角 β は翼車回転面と翼端の翼弦線がなす角とし, 翼端前縁が主流方向上流側に傾く向きを正とした.

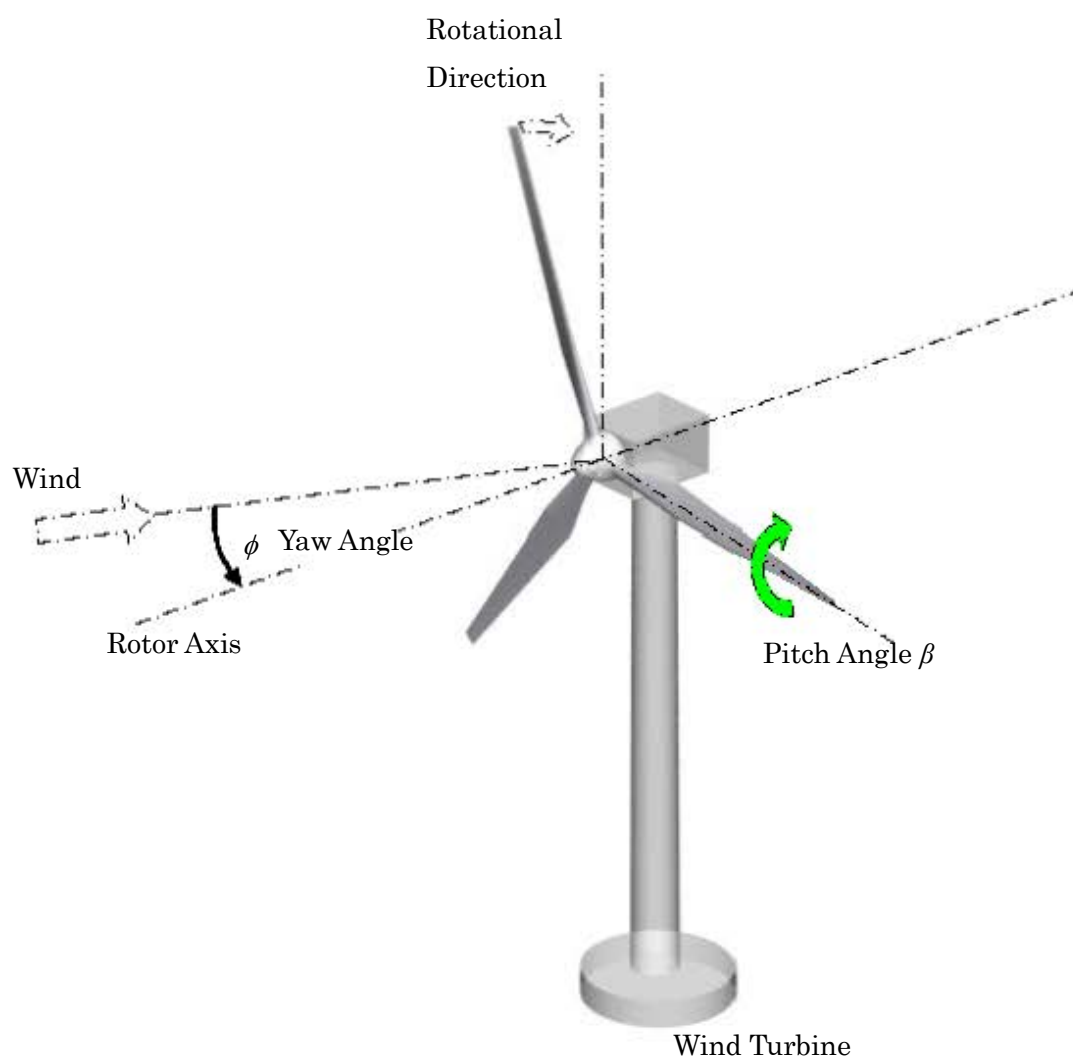


図.2.1 ヨー角およびピッチ角の定義

第3章 実験装置および手法

3.1 供試翼型（断面形状）

表 3.1 に、供試翼型の詳細を示す．本実験で用いた供試翼は、本研究で開発された翼型の UMY02-T01-26 である．この翼型は風車翼に用いられることを想定し、前縁付近の曲率半径を大きく設計されている．これにより失速特性が緩やかとなり、急な失速を起こさない特性を有している．

図 3.1, 図 3.2 は、各供試翼型の断面形状、翼型中心線（キャンバー線）、および二次元翼における圧力測定孔位置を示す．翼面の流れはある一定の迎角に達すると剥離し、翼性能が低下する．このような現象を失速と呼ぶ．失速には様々な種類があり、風車翼には失速が緩やかな後縁失速型の失速特性が適している．先行研究により、前縁から $x=0.0125c$ の位置における翼背面の厚み比によって翼型の失速特性が分類されている⁽⁶⁾．この研究により得られた翼型の失速特性を図 3.3 に示す． $x=0.0125c$ の厚み比の大きい翼型は後縁失速型の失速特性を示す翼型が多く、本研究で使用した UMY02-T01-26 も後縁失速型に分類される．また本研究室での過去の実験結果より後縁失速型の翼であることを確認している⁽⁷⁾．

表. 3.1 供試翼型

Airfoil	Max thickness [%]	Max thickness position [%]	Max camber [%]	Max camber position [%]
UMY02-T01-26	26.3	35.1	4.20	35.1

3.2 二次元翼性能試験に用いた装置

3.2.1 小形風洞

二次元翼性能風洞実験には、小形の回流型風洞を用いる．図 3.4 は風洞全体図を示す．風洞は送風機、整流部、縮流部、測定部で構成される．送風機は 55kW の軸流ファンで、インバータにより無段階に風速を設定できる．風洞は最大風速 52m/s、乱流強度は風速 30m/s で 0.15% であり、測定部の断面は、650×650mm、長さは 2000mm である．風洞についての詳細は付録 1.1~1.4 に記載する．

3.2.2 測定部

図 3.5 は、測定部を示す．測定部は、供試翼、サーボモータ、高速多点圧力計測装置で構成される．測定部は、透明なアクリル板を上下左右の側壁とした閉鎖流路である．供試翼は、風洞測定部の中心高さに取り付けられている．供試翼のピッチ軸は、風洞吹出口から 250mm 下流にある．測定部左右の側壁には、ベアリングにより滑らかに回転できる円盤が設置されており、供試翼は振動なく回転できる．測定座標系は直交座標系を用い、風洞吹出口中心を原点にとり、主流方向に X、主流と直交に設置された翼模型の翼弦線と平行方向に Y、高さ方向に Z とする．

3.2.3 二次元翼

一般的に翼型の性能試験は二次元流れ場において実施される．本研究においても二次元翼を風洞内の二次元流れ場に設置して翼面圧力の測定を行った．なお，二次元流れ場では翼断面と流れ方向が一致しており，スパン方向に流れはないと仮定する．

供試翼の翼弦長は 140mm である．圧力測定孔は直径 0.4mm で翼表面に対して垂直に開けてある．測定孔は，翼スパン方向の中央付近で上流側の測定孔の影響を考慮して，スパン方向にずらしながら配置される．測定孔の数は正圧面および負圧面で合計 46 点であり，測定孔の翼弦方向の配置は圧力勾配の大きい前縁部で密にしてある．翼面圧力は，翼内部の銅パイプおよびウレタンチューブを介して高速多点圧力計測装置に伝えられる．

供試翼の素材は FRP 製である．翼表面は，ラッカー塗装後，#2000 のサンドペーパーで研磨し，滑面としてある．

3.2.4 サーボモータ

供試翼の迎角制御には，AC サーボモータを用いる．迎角は回転盤をサーボモータで回転させることで調節される．回転中心は $x=0.25c$ の位置である．PC から，指令値をモーションコントローラ，AC サーボモータへと伝達し，迎角を調節する．翼迎角の設定角度は，サーボモータシステムにより動的に設定可能である．角度の分解能は， $\pm 0.01^\circ$ である．サーボモータ等の仕様は以下の表 3.2 のとおりである．

表 3.2 二次元翼性能試験に用いたサーボモータ等の仕様

(1) サーボモータ SGMGH-04A1AH761 安川電機製

出力[W]	400
定格回転速度[min^{-1}]	50
定格トルク[Nm]	1.27
エンコーダパルス数[P/R]	16384

(2) 減速機

減速比	1/33
定格トルク[Nm]	33.5
瞬間最大トルク[Nm]	115
定格回転速度 [min^{-1}]	1.52
最高回転速度 [min^{-1}]	2.02

(3) 制御器

サーボモータコントローラ	JEPMC-MC400	安川電機製
サーボモータアンプ	SGDH-04AE	安川電機製
PC	FC-86	NEC 製

3.2.5 高速多点圧力計測装置

翼面圧力の測定は、高速多点圧力計測装置を使用する。高速多点圧力計測装置は、1つのモジュールに16個の測定ポートを持つ半導体式圧力センサを8モジュール（No.1~No.8）持ち、合計128点の圧力を測定できる。なお、モジュールNo.7、No.8は高レイノルズ数に対応するために追加した高圧用モジュールである。高速多点圧力計測装置の仕様を表3.3に示す。

表3.3 高速多点圧力計測装置 DSA-ENCL3016 Scanivalve Corporation 製

モジュール No	No.1~No.6	No.7	No.8
圧力レンジ	$\pm 2.5\text{kPa}$	$\pm 7\text{kPa}$	$\pm 17\text{kPa}$
モジュール数	6	1	1
精度	$\pm 0.15\%\text{F.S.}$	$\pm 0.05\%\text{F.S.}$	$\pm 0.05\%\text{F.S.}$

翼面圧力は測定位置の曲率半径、前縁からの位置等により大きく異なる。このため翼面圧力は、予備実験で得られた翼面圧力から最も精度よく測定できる測定レンジのモジュールを選択する。動的状態における翼面圧力の測定の際、本圧力計測装置の1つのモジュールは、圧力孔1点毎に25 μsec 間隔で順次測定する。圧力孔1点の値は、25 μsec 間隔で4回測定されたデータの平均値である。すなわち、圧力孔1点毎の抽出間隔は、0.1msとなる。1つのモジュールに16個の測定ポートを持つので1モジュールの測定には1.6msかかる。そのため、高速多点圧力計測装置の測定周波数は625Hzとなる。測定されたデータは圧力計内蔵のコンピュータで圧力値に変換され、LANケーブルで接続された外部のPC（Measurement PC DIMENSION8200 DELL製）に保存される。また高速多点圧力計測装置へのトリガー指令は外部のPCから行う。風速は、風洞吹出口から650mm下流に設置したピトー管を用いて測定した。圧力計測装置のゼロ点は、無風状態で全圧管および静圧管にシリコンチューブを接続して測定した。

3.3 ロータ翼性能試験に用いた実験装置

図3.6に実験装置全体図を示す。実験装置は大形風洞、風車翼、ナセル、圧力計測装置から構成されている。以下にその詳細を述べる。

3.3.1 大形風洞

実験には吹出口径3.6mの大形の単帰環式水平回流型風洞を用いた。最大風速は30m/sである。風洞は速度分布を一様にするために、風路内でハニカムおよびメッシュを用いて流れを整流し、さらに風洞吹出口には絞りを設けている。なお、レーザドップラ流速計および熱線流速計による測定結果から、風洞中心高さにおける風洞出口の速度分布について平均主流速度7m/sに対する最大風速分布偏差は1.5%、乱れ度は平均0.5%である。

3.3.2 供試風車

供試風車は直径 $D=1.80[\text{m}]$ の3枚翼水平軸風車である。表3.4に最適運転条件を示す。また、ロータ回転数はサーボモータにより速度制御され、最高600rpmまで任意に設定できる。サーボモータ等の仕様は表3.5のとおりである。ナセルとタワーの接合部に回転機構が設けてあり、回転面と主流のなす角度（ヨー角）を変更させることができる。ロータ回転トルク、ロータ回転数はサーボモータのフィードバック信号により測定する。

第3章 実験装置および手法

表.3.4 供試風車最適運転条件

定格風速	[m/s]	9.0
ロータ直径	[m]	1.8
受風面積	[m ²]	2.5
定格回転数	[rpm]	350
定格周速比	[-]	3.7
翼枚数	[-]	3

表 3.5 3 ロータ翼性能試験に用いたサーボモータ等の仕様

サーボモータ	SGMPH-154AAAH12	安川電機
サーボパック	SGDH-15AE	安川電機
電源回生ユニット	CIMR-R5A23P71	安川電機
DIO ボード	PCI-2723C	Interface

3.3.3 ロータ翼

本実験では、翼根部を除き、スパン方向に同一の翼型を採用した FRP 製のロータ翼を製作した。供試風車のハブとの接続部はジュラルミンで製作した。翼表面はプライマーサフューサーを塗布し、#400 のサンドペーパーで研磨する工程を 3 度繰り返し、その後ラッカー塗装を施して仕上げてあり、流体力学的に滑面である。

ロータ翼の場合、各半径位置で周速が異なるため、翼素の受ける相対流入風速および方向が変化する。そのためロータ翼は半径位置での相対風速および方向に適する翼弦長とねじり角が与えられている。なお、 $r/R < 0.2$ の断面は円から翼型へ滑らかに変化する。図 3.7 にロータ翼の翼弦長分布およびねじり角分布を示す。翼弦長分布およびねじり角分布は供試風車の定格運転条件と、それぞれの翼型の揚抗比をもとに翼素運動量理論を用いて設計されている。翼素運動量理論については付録に詳細を記述する。

3.4 実験方法

一般に、翼型性能を表す揚抗比の最大値は、レイノルズ数の低下にともない $Re=1.0 \times 10^4 \sim 1.0 \times 10^6$ で著しく低下することが知られている^{(8),(9),(10)}。この領域は低レイノルズ数領域と呼ばれている⁽¹⁰⁾。低レイノルズ数領域での翼型特性は、層流剥離、乱流遷移、再付着、乱流剥離をともなう複雑な特性となる⁽¹¹⁾。これにより低レイノルズ数領域の翼特性は高レイノルズ数領域の翼特性と比較して翼面流れが剥離しやすく、迎角変化に対する翼特性変化が大きい。特に翼背面に形成される層流剥離泡の挙動は翼の失速特性に大きな影響を与える。

本実験では低レイノルズ数における翼性能の改善を目的とし、翼面上の流れに乱流遷移を促進させる実験を二次元翼およびロータ翼において行なった。翼面上の流れの乱流遷移促進には取付け位置や高さの変更の容易さから、両面テープを翼負圧面に装着することによって行なった。装着したテープの高さはテープの装着枚数を変えることで変化させた。表 3.6 に実験に用いた両面テープの詳細を示す。

表.3.6 実験に用いた両面テープ寸法

両面テープ幅 [mm]	両面テープ厚み [mm]
5	0.086

3.4.1 二次元翼性能試験における実験条件

3.4.1.1 静的状態における実験条件

レイノルズ数は翼弦長 $c=140[\text{mm}]$ を代表長さとした．実験レイノルズ数は，テープ非装着時における翼型の基本性能が大きく変化する範囲である $Re=1.0 \times 10^5$ ， $Re=1.5 \times 10^5$ ， $Re=2.5 \times 10^5$ に設定した．実験は翼面圧力の測定を，迎角 -20° から 50° まで 1° 間隔で連続的に十分な時間を空けて変化させ，迎角増加方向および減少方向について行なった．各迎角に対する圧力分布は測定周期 2.5ms で 2000 点（ 5 秒間）測定し，その平均値を用いた．翼性能は翼面圧力分布および，翼面圧力分布から算出される揚力係数によって評価する．表 3.7 にテープ後縁の翼弦長方向位置および取付け枚数，取付け高さの翼弦長比を示す．

表3.7 静的状態におけるテープ装着条件

翼型	装着位置 $[x/c]$	装着枚数 $[-]$	取り付け高さの翼弦長比 $[-]$
UMY02-T01-26	0.03, 0.07, 0.20, 0.70	1	0.6×10^{-4}
		3	1.8×10^{-4}
		5	3.1×10^{-4}

3.4.1.2 動的状態における実験条件

動的状態の実験条件を決定するにあたり，ロータ半径 0.9m ，定格回転数 350rpm の 600W 級のマイクロ風車を想定した．動的失速を考察するための対象とするロータ翼の翼素は， 50% 半径位置とした．マイクロ風車はロータのスケールが小さいため，ヨー角に対し迎角変動が大きい．このため翼型の動的特性により翼性能を評価されるべきである．実験の迎角変動振幅 B は供試風車の定格回転数で半径方向位置 50% ，ヨー角 $\phi=30[^\circ]$ と仮定し， $B=8[^\circ]$ とした．本研究では，迎角変動を以下の関数で定義した．

$$\alpha = \frac{1}{2} B \cos\left(\frac{2\pi t}{T}\right) + \alpha_{\text{mean}} \quad (3.1)$$

ここで α は迎角， α_{mean} は変動中心迎角， B は迎角変動幅， T は周期， t は時間を表す．周期 T は翼弦長 c ，主流風速 U を用いて無次元化する．以下に無次元振動数の定義を示す⁽¹²⁾．

$$k = \pi \frac{c}{TU} = \pi f \frac{c}{U} = \frac{2\pi f \frac{c}{2}}{U} \quad (3.2)$$

代表長さを一様流が通過する時間内の振動数を表す無次元振動数 k は，仮定したマイクロ風車の回転数に基づき， $k=0.20$ とする．

以下に動的状態の実験条件を表 3.8 に示す．

表 3.8 動的状態における実験条件

レイノルズ数 Re	1.5×10^5 , 2.0×10^5
無次元振動数 k	0.20
迎角変動幅 $B [^\circ]$	8
変動中心迎角 $\alpha_{\text{mean}} [^\circ]$	9

3.4.2 ロータ翼性能試験における実験条件

本実験では二次元翼性能試験の実験結果に基づき、ロータ翼にテープを取り付けた供試風車にて実験を行った。実験は正対状態およびヨー状態で測定を行った。二次元実験とは異なる流れ場において、ロータ翼が発揮する出力性能から性能評価をし、翼特性の考察を行った。

本実験では主流風速を一定とし、回転数を変化させることで供試風車の周速比を変化させる。測定項目はロータ回転トルク、ロータ回転数、風洞内温度、風洞内動圧である。風洞内温度は風洞吹出口に設置した測温抵抗体を用いて測定する。風洞内動圧は風洞内に設置したピトー管からの動圧をデジタルマノメータによって測定する。測定結果はロータ回転数が定常状態になった時点でのサンプリング数 1024 点の平均値で代表させており、サンプリング周波数は 240Hz である。測定は周速比増加方向（回転数増加方向）および、減少方向（回転数減少方向）において実施した。

実験データのドリフト誤差を防ぐため、各測定データには補正を行う。ドリフト補正とは、定常状態であっても時間経過に伴い計測機器の出力電圧が変化（ドリフト電圧）するため、ドリフトした電圧値分だけ補正することを指す。実験前に各測定機器のドリフト特性を調べたところ、経過時間にはほぼ線形比例して出力電圧が上昇することから、実験は以下の手順によりドリフト補正を行った。

1. 初期値取得 ・・・通風を行う前に計測値のゼロ値を取得 (V_{Initial})
2. データ取得 ・・・通風状態における計測データを取得 (V)
3. 終了値取得 ・・・通風終了後、Initial データ取得時と同じ条件でデータを取得 (V_{Final})

初期値取得の時間を T_{Initial} 、データ取得の時間を T 、終了値取得の時間を T_{Final} として、補正後の電圧データ V' を以下のように計算した。

$$V' = V_{\text{Initial}} - \frac{T - T_{\text{Initial}}}{T_{\text{Final}} - T_{\text{Initial}}} (V - V_{\text{Initial}}) \quad (3.3)$$

3.4.2.1 出力性能データ取得条件

実験は主流風速 $U=7[\text{m/s}]$ および $9[\text{m/s}]$ とし、最適ピッチ角でのヨー角 $\phi=0^\circ, 30^\circ$ のそれぞれにおいて、風車回転トルクを測定する。図 3.8 にヨー角およびピッチ角の定義図を示す。ヨー角 ϕ はロータ回転軸と主流方向のなす角とし、風車上方から見て反時計回りを正としている。翼ピッチ角 β はロータ回転面と翼端の翼弦線がなす角とし、翼端前縁が主流方向上流側に傾く向きを正とした。

3.5 データ整理方法

3.5.1 揚力・抗力の算出方法

以下に、翼に作用する単位翼スパン当たりの揚力および抗力の算出方法を示す。図 3.9 は、迎角 α と迎角変動方向を示す。翼のピッチ軸は 1/4 翼弦線であり、図は迎角増加中の模式図である。

図 3.10 は、翼表面の揚力係数および抗力係数を求めるためのパラメータの模式図を示す。 i 番目の圧力測定孔の傾斜角を θ_i 、翼断面で隣り合う圧力測定孔との中点を結んだ距離を測定孔間距離 s_i とする。圧力測定孔 i における圧力 p_i と主流における静圧 p_0 との差圧が、その圧力測定孔の測定孔間距離 s_i に働く圧力を代表していると考え、その圧力に測定孔間距離を乗じた値 $(p_i - p_0) \cdot s_i$ が、測定孔間距離当たりに働く力と

考える．そして，圧力測定孔の主流風速に対する傾斜角 $(\theta_i + \alpha)$ に対して代表長さ当たりに働く力の正弦成分および余弦成分が，揚力方向および抗力方向に働く力であると考え．したがって，単位翼幅当たりの揚力 L と抗力 D は，揚力方向および抗力方向に働く力を全ての圧力測定孔に対して求め，翼表面全域にわたり積分したものであり，次式で求められる．

$$L = \sum (p_i - p_0) \cdot s_i \cdot \sin(\theta_i + \alpha) \quad (3.4)$$

$$D = \sum (p_i - p_0) \cdot s_i \cdot \cos(\theta_i + \alpha) \quad (3.5)$$

となる．図 3.11 は二次元翼に作用する揚力 L ，抗力 D を示す．

3.5.2 揚力・抗力の無次元化

圧力係数 C_p は，各圧力測定孔 i に働く圧力 $(p_i - p_0)$ を動圧で無次元化したもので，次式で与えられる．

$$C_p = \frac{(p_i - p_0)}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (3.6)$$

ここで ρ は空気密度を表す．

また，揚力係数 C_L および抗力係数 C_D は，式 (3.4) および式 (3.5) で求めた揚力および抗力を動圧および翼弦長 c で無次元化したものである．

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U^2 c} \quad (3.7)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U^2 c} \quad (3.8)$$

3.5.3 動的状態のデータサンプリング方法

動的状態の迎角は周期的に変化するため，後述するように流体力の挙動は非定常である．したがって翼に発生する流体力は，時系列的に測定する必要がある．しかし，高速多点圧力計測装置の測定速度を最大限利用するためには，トリガー信号を用いた測定では十分なサンプリング速度が得られない．また，連続的にトリガー信号の出す間隔を短くすることによって，時系列データを取得することは可能であると考えられるが，トリガー信号を受け取れるサンプリング間隔には限界がある．そのため，本研究では，迎角を同時に記録しない高速サンプリングの時系列の圧力分布と，低速サンプリングの迎角のわかる圧力分布を最小二乗法で同期した．高速サンプリングの測定周波数は，高速多点圧力計測装置の限界値である 625Hz とした．また動的実験で得られたデータは，任意の迎角を中心として， $\pm 0.25^\circ$ の幅で BIN 平均を行った．

3.5.4 動的状態の圧力導管応答補正

本実験で供試翼の圧力孔から得られた圧力は，ウレタンチューブを通り高速多点圧力計測装置へ繋がれている．一般に圧力波が導管を通り伝達される場合，導管内で圧力振幅の変化と時間遅れが発生する．このため，導管の動的特性を把握しておく必要がある．圧力波形の時間的な応答遅れ，振幅の減衰は主に導管の長さ，内径，圧力波形の周波数に依存する．本実験では以下のようにして圧力の補正を行った．

図 3.12 は，圧力計の応答性の検定に使用した実験装置を示す．応答性の検定では，供試

翼の圧力孔に任意の周波数成分をもつ圧力変動を与えた。圧力変動は、モータに繋がれたエアシリンダをピストン運動させることで発生させた。圧力変動は、供試翼の全圧力測定孔を覆う密閉された容器へチューブにより伝えられる。これを基準圧力変動とする。測定孔を覆う容器には、高速多点圧力計測装置に繋ぐための銅パイプが取り付けられており、長さ 10mm のウレタンチューブで繋いでいる。動的特性の検証は、翼面上の圧力孔に実験条件で使用する迎角変動周波数の圧力変動を与える。そして基準圧力変動に対する位相遅れおよび圧力減衰を測定する。

図 3.13 に、 $Re=1.5 \times 10^5$ 、無次元振動数 $k=0.20$ を想定した実験条件である周波数 5.0Hz における基準圧力波と圧力孔における応答性の結果を例として示す。図の系列は、基準圧力波と圧力孔モジュール 1 チャンネル 1 およびモジュール 2 チャンネル 7 である。モジュール 1 チャンネル 1 の基準圧力波に対するサンプリング遅れは、14.8ms であり、振幅比は 0.915 である。モジュール 2 チャンネル 7 の基準圧力波に対するサンプリング遅れは、12.7ms であり、振幅比は 0.965 である。

図 3.14 は $Re=1.5 \times 10^5$ 、無次元振動数 $k=0.20$ の実験条件に対応した各圧力孔におけるサンプリング遅れを示した図である。サンプリング遅れは、実験で用いるチューブの長さを一定にしているものの、およそサンプリング数で 6~9 個程度 (9.6~14.4ms) ばらつきが生じている。しかし無次元振動数ごとのサンプリング遅れに差はほとんど見られなかった。したがって本研究では、得られた圧力データを各圧力孔の振幅比で割り、データを時間遅れ分オフセットすることでデータ整理の際に基準値に補正する。

3.5.5 周速比および出力係数の算出方法

ドリフト補正を行った電圧データを各測定装置の検定式により物理量へと変換する。周速比 λ および出力係数 C_{pow} は得られた物理量より、以下の式で求められる。

$$\lambda = \frac{R\Omega}{U} \quad (3.9)$$

$$C_{\text{pow}} = \frac{Q\Omega}{\frac{1}{2}\rho AU^3} \quad (3.10)$$

ここで、 R はロータ半径 ($=0.9[\text{m}]$)、 Ω は角速度、 U は主流風速をそれぞれ表す。また、 Q はトルク、 A はロータ回転面の面積を表す。

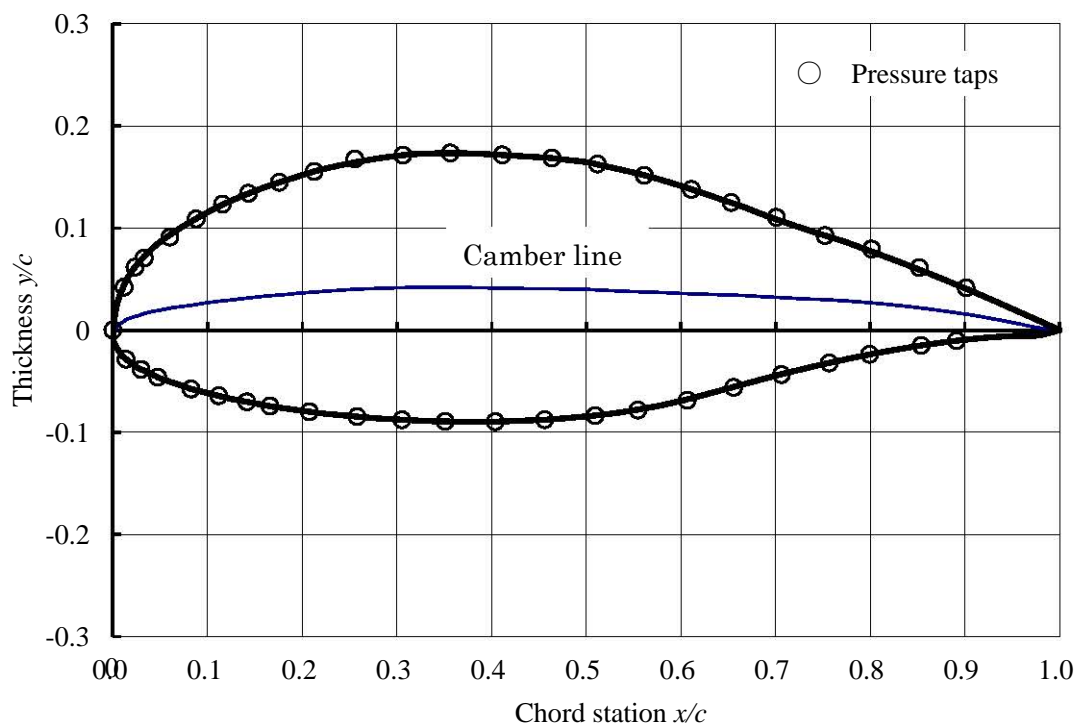


図 3.1 UMY02-T01-26 翼型断面形状

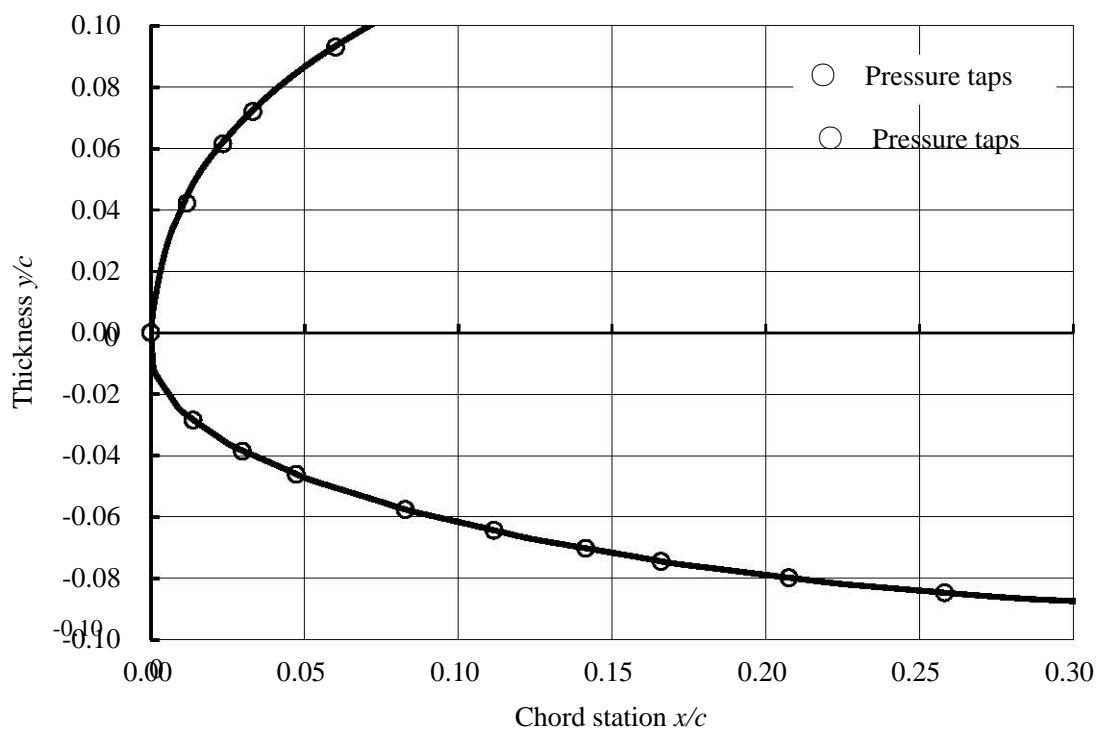


図 3.2 UMY02-T01-26 翼型断面形状(前縁近傍拡大図)

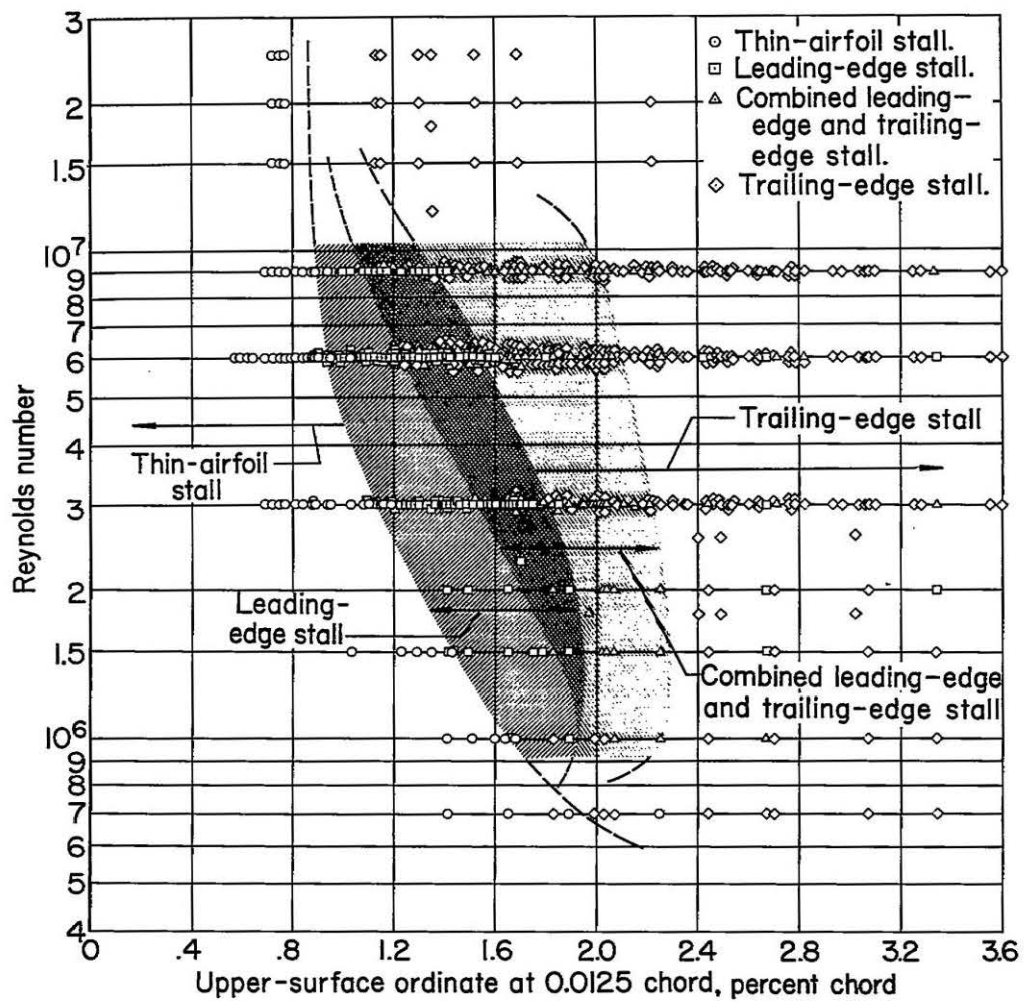


図 3.3 0.0125 c の位置における翼背面の縦座標による翼型の失速特性⁽⁶⁾

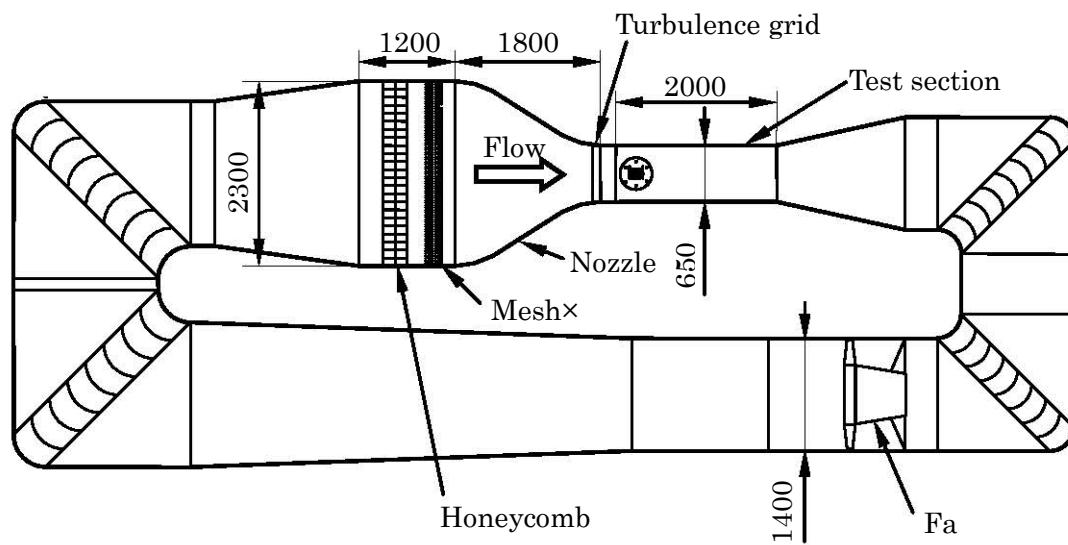


図 3.4 小形風洞全体図

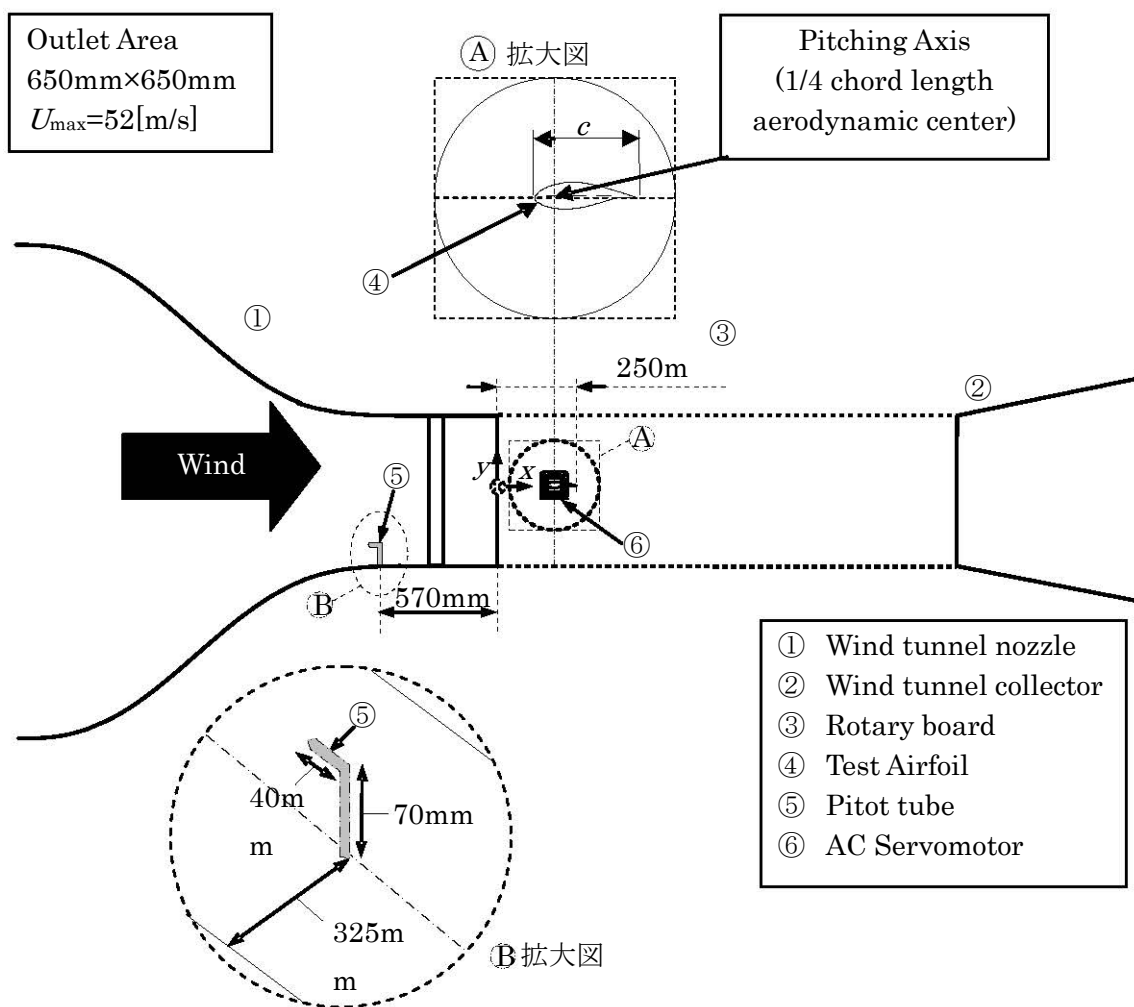
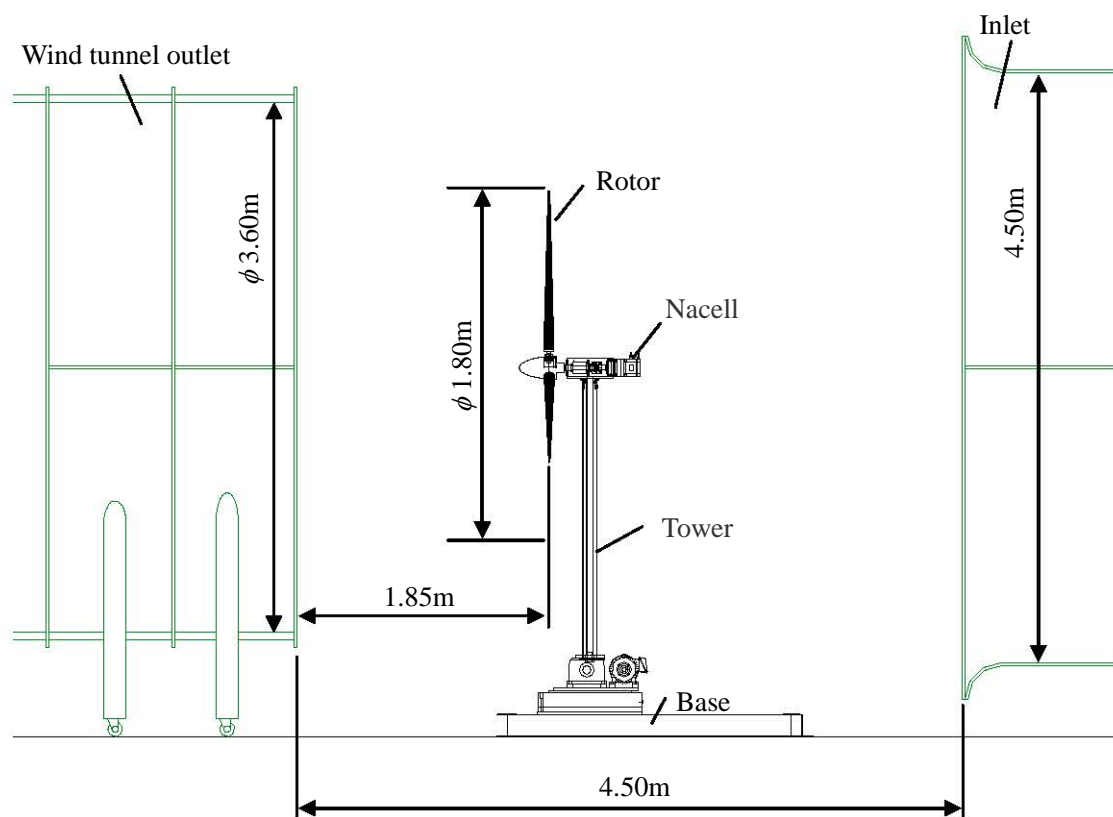
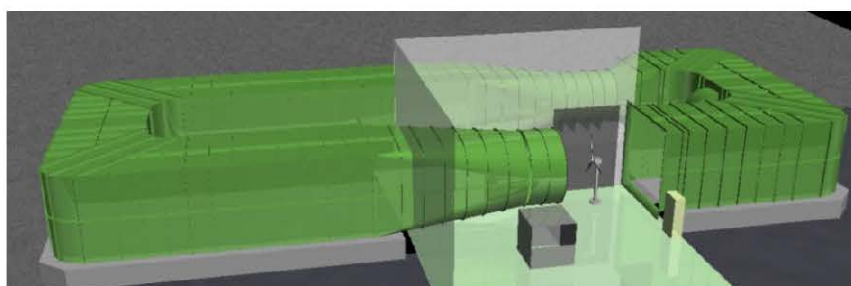


図 3.5 測定部



(a) 供試風車概略図



(b) 大型風洞



(c) 供試風車写真

図 3.6 実験装置

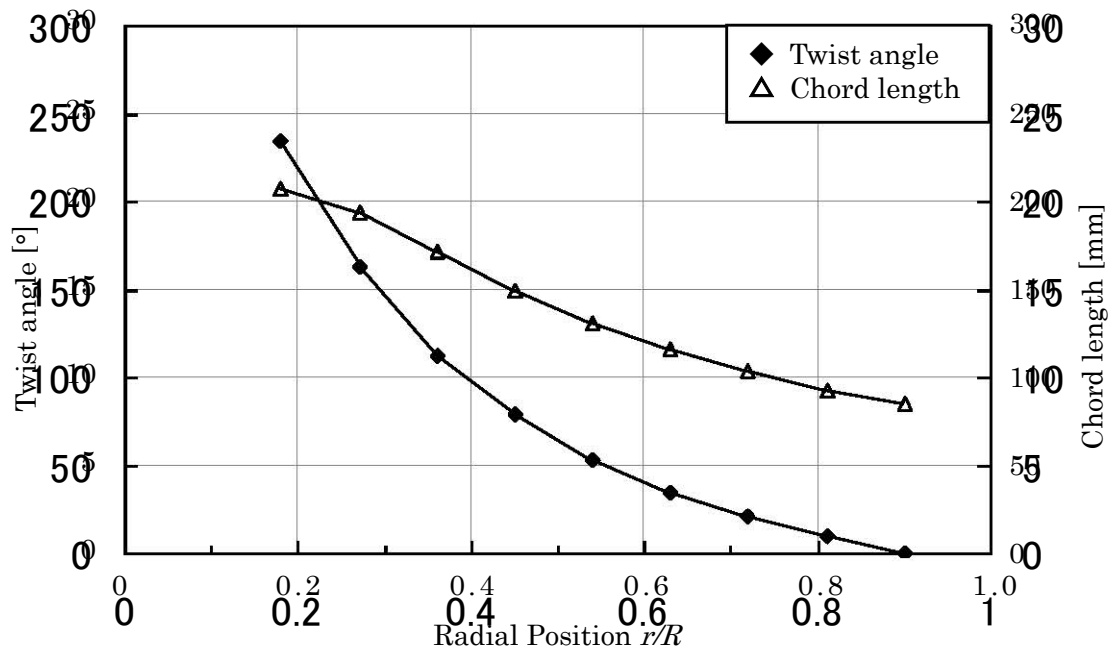


図 3.7 UMY02-T01-26 ロータ翼のねじり角および翼弦長分布

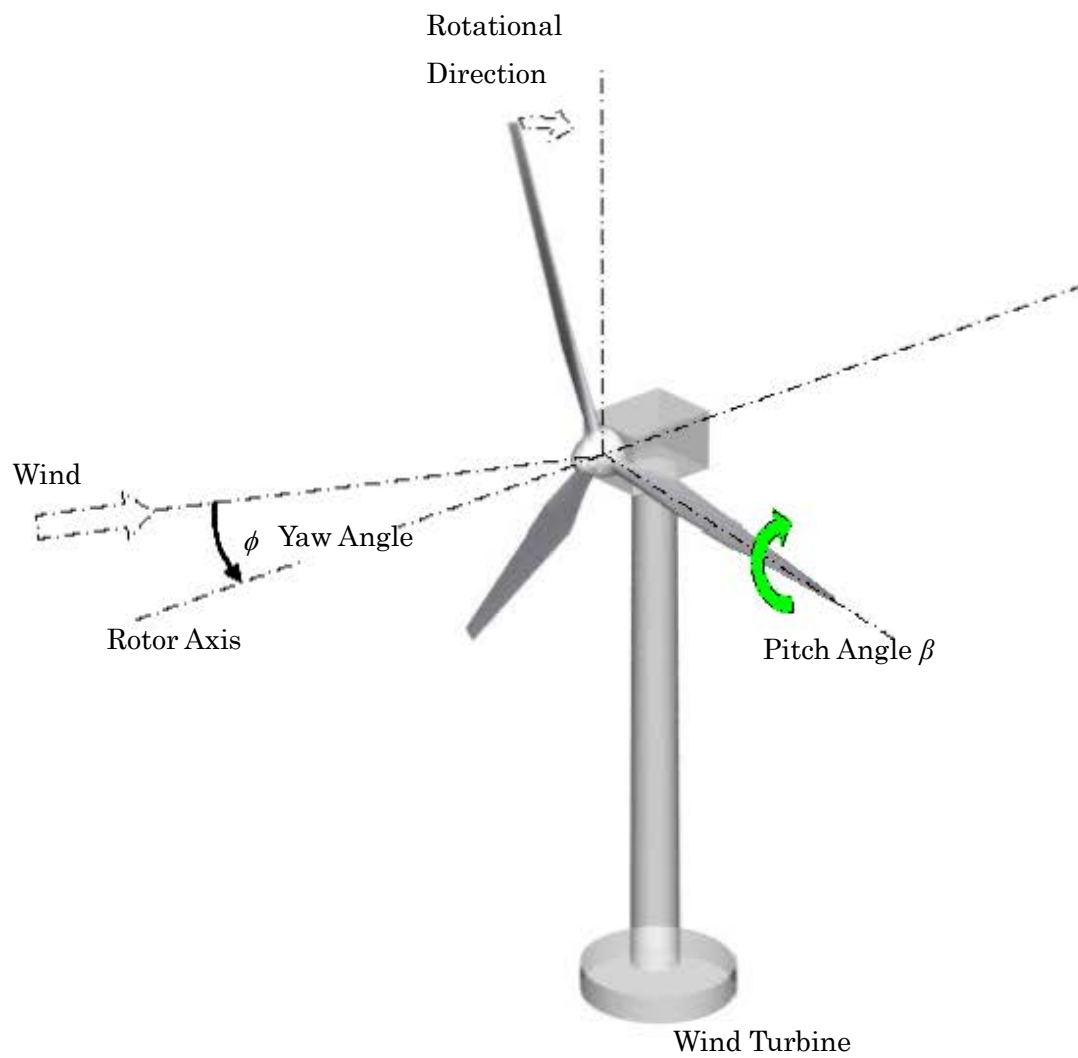


図 3.8 ヨー角およびピッチ角の定義

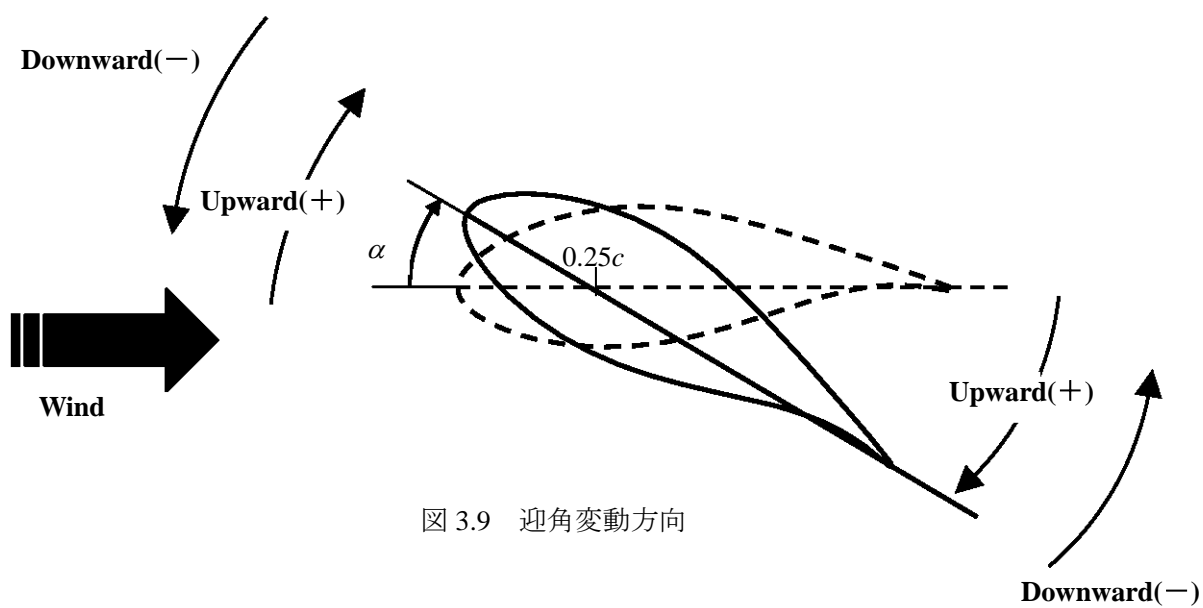


図 3.9 迎角変動方向

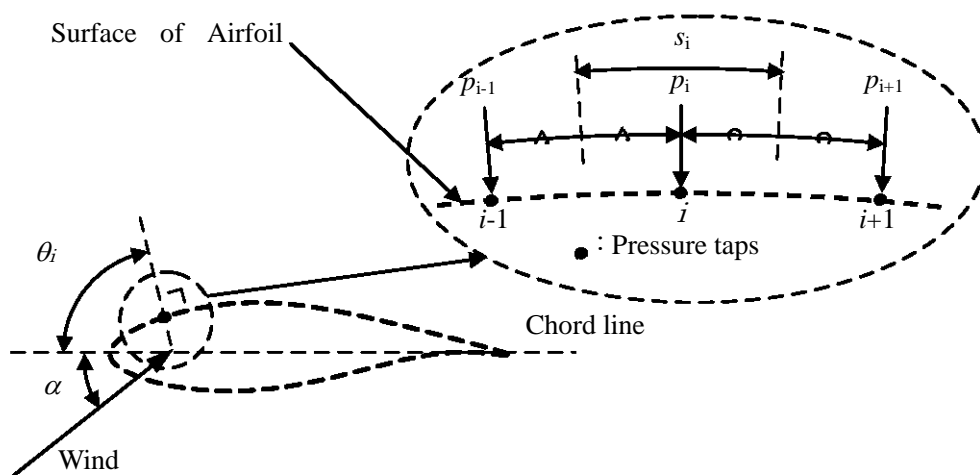


図 3.10 揚力係数および抗力係数を求めるためのパラメータ

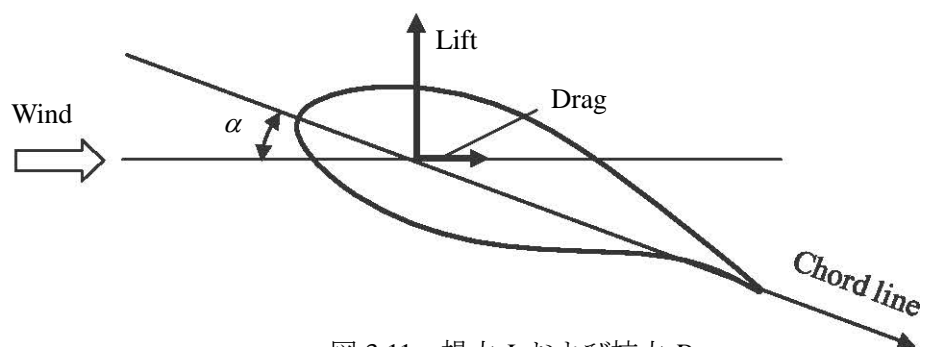
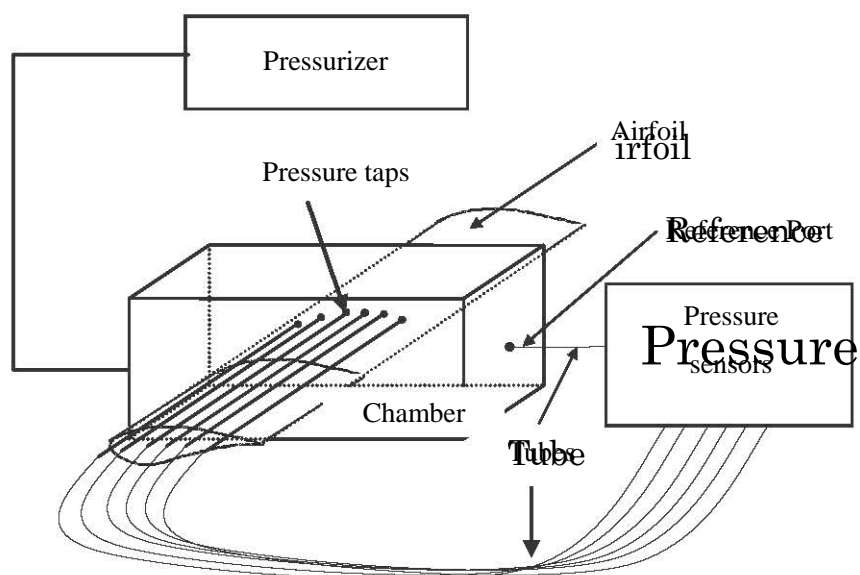
図 3.11 揚力 L および抗力 D 

図 3.12 圧力応答補正に使用した実験装置

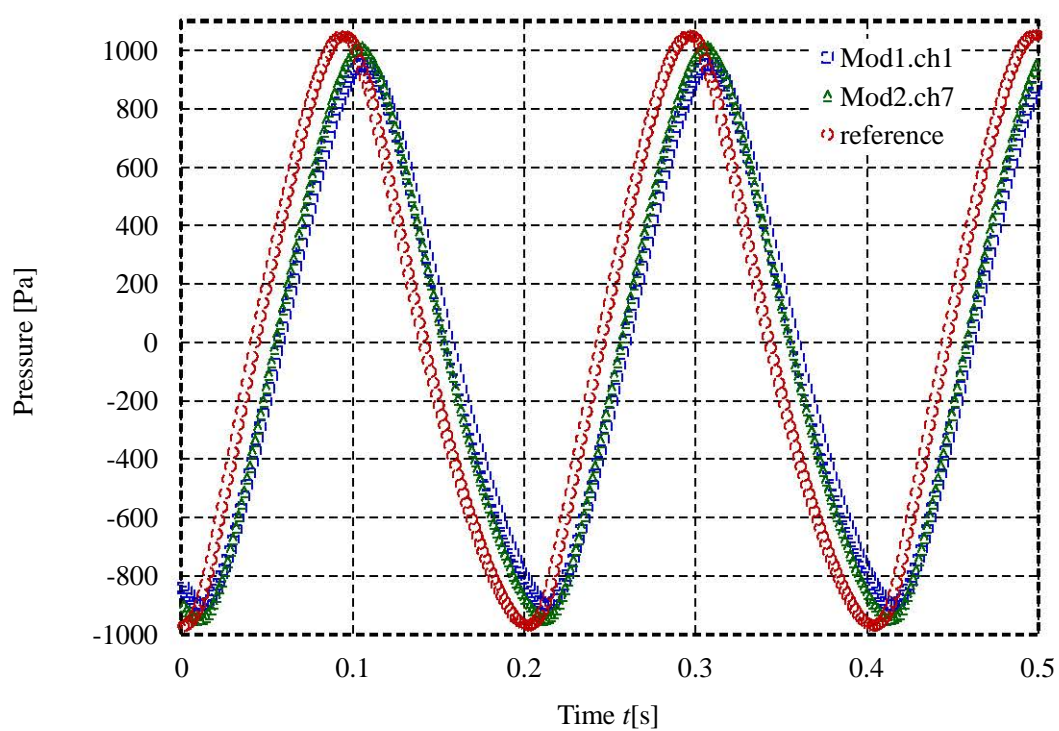


図 3.13 圧力導管による時間遅れ

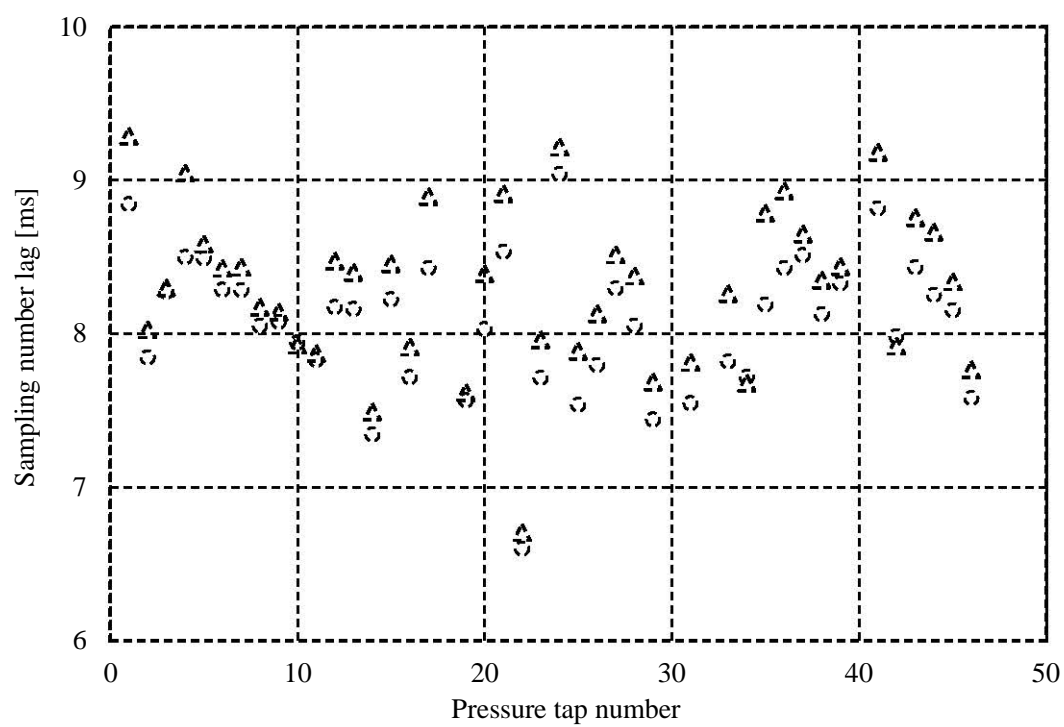


図 3.14 各圧力孔におけるサンプリング遅れ

第4章 二次元翼性能

4.1 T01-26 翼型の基本翼性能

図 4.1, 図 4.2 に T01-26 の静的状態における揚力係数曲線および抗力係数曲線を示す. 横軸は迎角 α , 縦軸はそれぞれ揚力係数 C_l および抗力係数 C_d である. 塗りつぶしのプロットが迎角増加方向, 白抜きのプロットが迎角減少方向である. $Re=2.5 \times 10^5$ の最大揚力係数は, $\alpha=14[^\circ]$ において 1.65 を示す. $Re=2.5 \times 10^5$ における最適揚抗比は $\alpha=9[^\circ]$ である. 迎角増加方向の場合, 迎角が最大揚力係数を示す $\alpha=14[^\circ]$ からさらに増加しても, 揚力係数は, 低下しにくく, 比較的高い値を維持している. 迎角減少方向の場合, 剥離した流れが再度付着する失速回復角は $\alpha=13[^\circ]$ である. そのため, 迎角の変化範囲に失速角含む場合, 揚力係数は, 大きなヒステリシスを描く. 一方, $Re=1.5 \times 10^5$ の場合, 翼は $\alpha=-5[^\circ]$ より大きい迎角で失速し, $Re=2.5 \times 10^5$ に比べ小さな揚力係数を示す. $Re=1.5 \times 10^5$ の揚力係数は, ヒステリシスを示さない. $Re=1.5 \times 10^5$ の抗力係数は小さな迎角での失速により $Re=2.5 \times 10^5$ に比べ大きくなる.

以上より, T01-26 翼型は $Re=2.0 \times 10^5$ 以上において広い迎角範囲で失速しない性能を有している. 一方でレイノルズ数が低下し, $Re=1.5 \times 10^5$ まで低下すると低迎角から前縁剥離が起こる. このため翼性能が著しく低下する. 運転時のレイノルズ数が低いマイクロ風車に T01-26 翼型を適用するには $Re=2.0 \times 10^5$ 以下での翼性能の改善が必要となる.

4.2 静的状態における翼性能

本研究では低レイノルズ数領域での風車翼性能を向上させることを目的とする. 低レイノルズ数領域での翼性能低下の主な原因は層流境界層の剥離にある. 一方で乱流境界層は層流境界層に比べ剥離しにくいことが知られている. そこで翼面境界層の乱流遷移を促進させるため, テープを翼面に装着した実験を行なった. 本実験では二次元翼を用い, 迎角を変動させない静的な状態で翼面圧力分布を測定する.

4.2.1 $x/c=0.03$ に装着した場合

(a) 揚力係数曲線

図 4.3(a)~図 4.6(a)に $x/c=0.03$ にテープを装着した場合およびテープ未装着時の静的状態における揚力係数曲線を示す. レイノルズ数はそれぞれ $Re=1.0 \times 10^5, 1.5 \times 10^5, 2.0 \times 10^5, 2.5 \times 10^5$ である. 翼弦長 c に対するテープの高さの比 h/c は $6.1 \times 10^{-4}, 1.8 \times 10^{-3}, 3.1 \times 10^{-3}$ である. 横軸は迎角 α , 縦軸は揚力係数 C_l である. 塗りつぶしのプロットが迎角増加方向, 白抜きのプロットが迎角減少方向である.

図 4.3(a)には $Re=1.0 \times 10^5$ の揚力係数を示す. テープ未装着時の揚力係数は, $\alpha=-8 \sim 30[^\circ]$ の

範囲で迎角の増加にしたがい大きくなるが、図 4.2(a)に示された $Re=2.5 \times 10^5$ の結果に比べ大幅に低下している。テープ装着時の揚力係数は、 $h/c=6.1 \times 10^{-4}$ 、 1.8×10^{-3} においてテープ未装着時と同様である。しかし、本実験において最大装着高さとなる $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ において、揚力係数が一部の迎角で向上する。揚力係数の向上を示す迎角範囲は、増加時の $\alpha=13 \sim 21[^\circ]$ 、減少時の $\alpha=10 \sim 19[^\circ]$ である。

図 4.4(a)には $Re=1.5 \times 10^5$ の揚力係数を示す。テープ装着時の揚力係数は全てのテープ高さについて向上する。揚力係数の向上を示す迎角範囲は、 $h/c=6.1 \times 10^{-4}$ で迎角増加時の $\alpha=13 \sim 24[^\circ]$ 、 $h/c=1.8 \times 10^{-3}$ で迎角増加時の $\alpha=8 \sim 24[^\circ]$ 、減少時の $\alpha=1 \sim 23[^\circ]$ 、 $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ で迎角増加時の $\alpha=6 \sim 23[^\circ]$ 、減少時の $\alpha=1 \sim 25[^\circ]$ である。装着高さの増加に伴い、揚力係数の回復範囲が低迎角まで拡大する。

図 4.5(a)および図 4.6(a)の揚力係数曲線より $Re=2.0 \times 10^5$ 以上の場合、テープ未装着時の翼は $Re=1.5 \times 10^5$ で見られた低迎角での失速を示さず、揚力係数は大きくなる。また、完全失速を示す迎角は大きくなる。テープ装着時の揚力係数は、未装着時に比べ高い迎角 $\alpha > 13[^\circ]$ で低下する。高迎角での揚力係数は、テープ高さの増加にしたがい小さくなる。

また、テープ高さの増加により、揚力係数のヒステリシスが小さくなる。

(b) 翼面圧力分布

図 4.7～図 4.10 にそれぞれ $Re=1.0 \times 10^5$ 、 1.5×10^5 、 2.0×10^5 、 2.5×10^5 の任意の迎角における翼面圧力分布を示す。翼弦長に対するテープの高さの比 h/c は前項と同様である。横軸は翼弦長位置 x/c 、縦軸は圧力係数 C_p である。縦軸は上向きに負としている。圧力係数 $C_p=1.0$ を示す位置がよどみ点であり、正の圧力係数を示す方が翼腹面、負の圧力係数を示す方が翼背面を示す。一般に翼面流れが剥離している部分は、一定の圧力係数を示す。

図 4.7 の翼面圧力分布を用いて $Re=1.0 \times 10^5$ のテープ装着時の揚力係数向上を検討する。テープ装着時 $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ の迎角増加時において、テープ装着により揚力係数が向上する迎角は $\alpha=13[^\circ]$ であり、揚力係数の低下を示す迎角は $\alpha=22^\circ$ である。揚力係数の変化を示す前後の圧力分布を用いて考察する。図に示された圧力分布の迎角は、それぞれ図 4.7(a)で $\alpha=12[^\circ]$ 、図 4.7(b)で $\alpha=13[^\circ]$ 、図 4.7(c)で $\alpha=21[^\circ]$ 、図 4.7(d)で $\alpha=22[^\circ]$ であり、いずれも迎角増加時のものである。図 4.7(a)より、 $\alpha=12[^\circ]$ のテープ未装着時の圧力分布は、前縁付近に負圧の発達を示すが、テープ装着時の圧力分布は前縁から一定である。図 4.7(b)より $\alpha=13[^\circ]$ の圧力分布は、 $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ のみ前縁から中腹にかけて発達した負圧域を形成する。一方で、テープ未装着時やテープの高さが低い場合、圧力分布は前縁付近から後縁までほぼ一定値であり、流れは剥離していると考えられる。 $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ のテープ装着時の $\alpha=13[^\circ]$ で発達した負圧は $\alpha=21[^\circ]$ まで維持したのち $\alpha=22[^\circ]$ で剥離に至る。

図 4.8 の翼面圧力分布を用いて $Re=1.5 \times 10^5$ のテープ装着時の揚力係数向上を検討する。テープ装着時において、迎角増加時に揚力係数の向上する迎角は $h/c=6.1 \times 10^{-4}$ で $\alpha=13[^\circ]$ 、 $h/c=1.8 \times 10^{-3}$ で $\alpha=8[^\circ]$ 、 $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ で $\alpha=6[^\circ]$ であり、揚力の低下を示す迎角は $h/c=6.1 \times 10^{-4}$ および $h/c=1.8 \times 10^{-3}$ で $\alpha=25[^\circ]$ 、 $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ で $\alpha=24[^\circ]$ である。各 h/c において揚力係数が

変化を示した迎角の圧力分布を用いて考察する．図に示された圧力分布の迎角は，それぞれ図 4.8(a)で $\alpha=6[^\circ]$ ，図 4.8(b)で $\alpha=8[^\circ]$ ，図 4.8(c)で $\alpha=13[^\circ]$ ，図 4.8(d)で $\alpha=20[^\circ]$ である． h/c の増加にしたがい低迎角から負圧が発達する．

図 4.8(a)には $\alpha=6[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す．負圧の大きな発達を示す $h/c=3.1\times 10^{-3}$ を除き，前縁付近で若干の負圧を発生し， $x/c=0.1$ から後縁にかけて一定となり，翼面の大半で流れは剥離している． $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=6.1\times 10^{-4}$ の場合，前縁から $x/c<0.1$ の負圧は，テープ非装着時に比べ減少している．これはテープ装着により前縁付近での翼面上の流れが変化したと考えられる．

図 4.8(b)には $\alpha=8[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す． $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-5}$ で負圧の発生を示し，翼面の流れは付着している．流れの剥離している $h/c=6.1\times 10^{-4}$ の翼面圧力は， $\alpha=6[^\circ]$ と同様に，テープ未装着時に比べ前縁付近で若干の負圧の減少を示す．

図 4.8(c)には $\alpha=13[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す．すべての h/c で翼面の流れが付着し，非装着時に比べ大きな負圧発生を示す．一方で後縁付近($x/c>0.6$)の圧力はほぼ一定となっており，後縁剥離を生じていると考えられる．また，前縁から中腹にかけての負圧は h/c が増加するにしたがい小さくなる．

図 4.8(d)には $\alpha=20[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す． $\alpha=13[^\circ]$ とほぼ同様であるが，迎え角の増加により，後縁付近の剥離領域は大きくなる．なお，テープの装着高さが中間である $h/c=1.8\times 10^{-3}$ の圧力分布は，他の条件に比べ後縁側($x/c=0.6$)まで負圧域を形成する．これにより翼面の負圧が大きくなり揚力係数が向上する．

図 4.9 および図 4.10 に示すように， $Re=2.0\times 10^5$ および $Re=2.5\times 10^5$ の場合，翼面圧力はテープ未装着時においても十分な負圧発生を示し，翼面に流れが付着している．テープ装着時の翼面圧力は， h/c の増加にしたがい前縁付近の負圧の縮小を示す．

以上より，テープ装着位置 $x/c=0.03$ において，テープ装着による揚力向上は，テープ非装着時の流れの状態に依存すると言える．テープ非装着時に低迎角から流れの剥離を生じる場合，テープ装着により流れを付着させ，揚力発生を向上させることができる．テープ非装着時に低迎角での流れの剥離を生じない場合，テープ装着により非装着に比べ若干揚力係数は低下する．

4.2.2 $x/c=0.07$ に装着した場合

(a) 揚力係数曲線

図 4.11(a)～図 4.14(a)に $x/c=0.07$ にテープを装着した場合およびテープ未装着時の静的状態における揚力係数曲線を示す．レイノルズ数はそれぞれ $Re=1.0\times 10^5$ ， 1.5×10^5 ， 2.0×10^5 ， 2.5×10^5 である．翼弦長に対するテープの高さの比 h/c は 6.1×10^{-4} ， 1.8×10^{-3} ， 3.1×10^{-3} である．グラフ軸および凡例は前項と同様である．

図 4.11(a)には $Re=1.0\times 10^5$ の揚力係数を示す．テープ装着時の揚力係数は， $h/c=6.1\times 10^{-4}$ においてテープ未装着時と同様である．しかし， $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-3}$ において，揚

力係数が一部の迎角で向上する．揚力係数の向上を示す迎角範囲は $h/c=1.8\times 10^{-3}$ で増加時の $\alpha=11\sim 20[^\circ]$ ，減少時の $\alpha=9\sim 13[^\circ]$ ， $h/c=3.1\times 10^{-3}$ で増加時の $\alpha=8\sim 21[^\circ]$ ，減少時の $\alpha=6\sim 16[^\circ]$ である．

図 4.12(a)には $Re=1.5\times 10^5$ の揚力係数を示す．テープ装着時の揚力係数は全てのテープ高さについて向上する．テープ高さの増加に伴い，揚力係数の回復範囲が低迎角まで拡大する．これは $x/c=0.03$ に装着した時のレイノルズ数の変化と同様の傾向である．また，テープの装着高さの増加により，揚力係数の最大値は減少する傾向にある．

図 4.13(a)および図 4.14(a)の揚力係数より，テープ未装着時において失速していないレイノルズ数では， h/c の増加に伴い最適揚抗比($\alpha=9[^\circ]$)付近の揚力係数が減少する．完全失速と失速回復の迎角の差によるヒステリシスは h/c の増加に伴い小さくなる． $x/c=0.03$ の場合と比較すると，揚力係数の減少が低迎角から始まる．

(b) 翼面圧力分布

図 4.15 の翼面圧力分布を用いて $Re=1.0\times 10^5$ のテープ装着時の揚力係数向上を検討する．テープ装着時 $h/c=3.1\times 10^{-3}$ において，迎角増加時に揚力係数の向上する迎角は $\alpha=8[^\circ]$ であり，揚力の低下を示す迎角は $\alpha=22[^\circ]$ である．各 h/c において揚力係数が変化を示す迎角の圧力分布を用いて考察する．図に示された圧力分布の迎角は，それぞれ図 4.15(a)で $\alpha=7[^\circ]$ ，図 4.15(b)で $\alpha=8[^\circ]$ ，図 4.15(c)で $\alpha=12[^\circ]$ ，図 4.15(d)で $\alpha=21[^\circ]$ である．

図 4.15(a)には $\alpha=7[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す．テープ装着により負圧のピークを示す位置がテープ後方へ移動した．これは他のレイノルズ数においても同様である． $\alpha=7[^\circ]$ では $h/c=3.1\times 10^{-3}$ の前縁から中腹にかけての負圧が僅かに大きい．図 4.15(b)に示す $\alpha=8[^\circ]$ になると， $h/c=3.1\times 10^{-3}$ の僅かに存在した負圧域が拡大する．図 4.15(c)に示す $\alpha=12[^\circ]$ になると， $h/c=1.8\times 10^{-3}$ においても前縁から中腹にかけて大きな負圧域を形成する．流れが翼面に付着すると $x/c=0.03$ の場合と同様に，テープの高さが低い場合により大きな負圧を形成する．

図 4.16 の翼面圧力分布を用いて $Re=1.5\times 10^5$ のテープ装着時の揚力係数向上を検討する．テープ装着時において，迎角増加時に揚力係数の向上する迎角は $h/c=6.1\times 10^{-4}$ が $\alpha=8[^\circ]$ ， $h/c=1.8\times 10^{-3}$ が $\alpha=3[^\circ]$ ， $h/c=3.1\times 10^{-3}$ が $\alpha=0[^\circ]$ であり，揚力の低下を示す迎角は $h/c=6.1\times 10^{-4}$ が $\alpha=20[^\circ]$ ， $h/c=1.8\times 10^{-3}$ が $\alpha=25[^\circ]$ ， $h/c=3.1\times 10^{-3}$ が $\alpha=24[^\circ]$ である．図に示された翼面圧力分布の迎角は，それぞれ図 4.16(a)で $\alpha=5[^\circ]$ ，図 4.16(b)で $\alpha=10[^\circ]$ ，図 4.8(c)で $\alpha=19[^\circ]$ ，図 4.8(d)で $\alpha=20[^\circ]$ である．図 4.16(a)~(d)において $Re=1.0\times 10^5$ と同様に，テープ後方で負圧のピークを得る．翼面に付着した流れは，迎角の増加とともに後縁剥離を生じる．

図 4.17 および図 4.18 に示す翼面圧力分布より， $Re=2.0\times 10^5$ 以上では，低迎角から翼面流れが付着している．テープ装着時の翼面圧力は， h/c の増加にしたがい前縁付近の負圧の縮小を示す．

以上より，テープ装着位置 $x/c=0.07$ において，テープ装着による揚力向上は，テープ非装着時の流れの状態に依存すると言える．テープ非装着時に低迎角から流れの剥離を生じる場合，テープ装着により流れを付着させ，揚力発生を向上させることができる．テープ非

装着時に低迎角での流れの剥離を生じない場合、テープ装着により非装着に比べ若干揚力係数は低下する。

4.2.3 $x/c=0.20$ に装着した場合

(a) 揚力係数曲線

図 4.19(a)～図 4.22(a)に $x/c=0.20$ にテープを装着した場合およびテープ未装着時の静的状態における揚力係数曲線を示す。レイノルズ数はそれぞれ $Re=1.0\times 10^5$, $Re=1.5\times 10^5$, $Re=2.0\times 10^5$, $Re=2.5\times 10^5$ である。翼弦長に対するテープの高さの比 h/c は 6.1×10^{-4} , 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} である。グラフ軸および凡例は前項と同様である。

図 4.19(a)には $Re=1.0\times 10^5$ の揚力係数を示す。テープ装着時の揚力係数は、 $h/c=6.1\times 10^{-4}$ においてテープ未装着時と同様である。しかし、 $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-3}$ において、揚力係数が一部の迎角で向上する。揚力係数の向上を示す迎角範囲は $h/c=1.8\times 10^{-3}$ で増加時の $\alpha=1\sim 11[^\circ]$, 減少時の $\alpha=1\sim 6[^\circ]$, $h/c=3.1\times 10^{-3}$ で増加時の $\alpha=-8\sim 12[^\circ]$, 減少時の $\alpha=-8\sim 6[^\circ]$ である。 $h/c=3.1\times 10^{-3}$ では $\alpha=-5\sim 2[^\circ]$ において揚力係数が大きく向上しているのに対し、 $h/c=1.8\times 10^{-3}$ では同区間での揚力係数の向上がほぼ見られない。迎角減少方向における失速回復角は $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-3}$ で差はない。

図 4.20(a)には $Re=1.5\times 10^5$ の揚力係数を示す。テープ装着時の揚力係数は全てのテープ高さについて向上する。 $h/c=6.1\times 10^{-4}$ では、 $\alpha=12[^\circ]$ において失速し、その後は回復しない。一方 $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-3}$ では低迎角から $\alpha=23[^\circ]$ まで揚力係数を保つ。迎角減少方向における失速回復は、 h/c の増加により早くなる。

図 4.21(a)および図 4.22(a)に示す揚力係数より、テープ未装着時において失速していないレイノルズ数では、 h/c の増加に伴い最適揚抗比付近の揚力係数が減少する。完全失速と失速回復の角度の差によるヒステリシスは、 h/c が大きいほど小さくなる。

(b) 翼面圧力分布

図 4.23 の翼面圧力分布を用いて $Re=1.0\times 10^5$ のテープ装着時の揚力係数向上を検討する。テープ装着時 $h/c=3.1\times 10^{-3}$ において、迎角増加時に揚力係数の向上する迎角は $\alpha=8[^\circ]$ であり、揚力の低下を示す迎角は $\alpha=22^\circ$ である。各テープ高さ h/c において揚力係数が変化を示す迎角の圧力分布を用いて考察する。図に示された圧力分布の迎角は、それぞれ図 4.23(a)で $\alpha=0[^\circ]$, 図 4.23(b)で $\alpha=5[^\circ]$, 図 4.23(c)で $\alpha=10[^\circ]$, 図 4.23(d)で $\alpha=20[^\circ]$ である。

図 4.23(a)には $\alpha=0[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す。テープ未装着時、 $h/c=6.1\times 10^{-4}$ および $h/c=1.8\times 10^{-4}$ では翼腹面側で負圧を形成する。一方で $h/c=3.1\times 10^{-3}$ では、装着したテープの後方で負圧が発達し、翼背面側で負圧を形成する。これにより低迎角における揚力係数が向上している。

図 4.23(b)には $\alpha=5[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す。 $\alpha=5[^\circ]$ となり、 $h/c=1.8\times 10^{-4}$ においても装着したテープの後方に突出した負圧が発生し、揚力係数が向上する。

迎角が $\alpha=10[^\circ]$ となった図 4.23(c)の翼面圧力分布では、 $h/c=3.1\times 10^{-3}$ で $x/c=0.4$ 付近の負圧が減少し揚力係数が低下する。このとき $h/c=6.1\times 10^{-4}$ では、依然として負圧の発達が見られない。

図 4.23(d)に示す $\alpha=20[^\circ]$ の翼面圧力分布では、どの条件においても前縁から後縁にかけて圧力値が一定となっているため、翼は完全失速した状態となっている。

図 4.24 の翼面圧力分布を用いて $Re=1.5\times 10^5$ のテープ装着時の揚力係数向上を検討する。テープ装着時において、迎角増加時は低迎角から流れが付着し、揚力係数が向上している。揚力係数の低下を示す迎角は $h/c=6.1\times 10^{-4}$ が $\alpha=12[^\circ]$ 、 $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-3}$ が $\alpha=24[^\circ]$ である。図に示された圧力分布の迎角は、それぞれ図 4.24(a)で $\alpha=5[^\circ]$ 、図 4.24(b)で $\alpha=12[^\circ]$ 、図 4.24(c)で $\alpha=20[^\circ]$ 、図 4.24(d)で $\alpha=24[^\circ]$ である。 $Re=1.0\times 10^5$ と同様に、装着したテープの後方で負圧が突出する。

図 4.24(a) には $\alpha=5[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す。 $\alpha=5[^\circ]$ では、全てのテープ高さにおいて負圧が発達し、テープ未装着時に比べ大きな揚力係数を示す。 h/c が増加するにつれ、 $x/c=0.2$ に装着したテープ前後の圧力差が大きくなる。

図 4.24(b) には $\alpha=12[^\circ]$ の翼面圧力分布を示す。 $\alpha=12[^\circ]$ において、テープ未装着時およびテープ高さが低い $h/c=6.1\times 10^{-4}$ では前縁から剥離した状態となる。流れが付着した状態を保つ $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-3}$ を比較すると、テープ高さが低い $h/c=1.8\times 10^{-3}$ が負圧を大きく形成し、後縁の剥離領域が少ない。

迎角が増加し、前縁付近でより大きな負圧を形成するようになると、 $h/c=1.8\times 10^{-3}$ および $h/c=3.1\times 10^{-3}$ において、図 4.24(c)に示すようにテープ高さによる圧力分布の差がなくなる。

図 4.25 には $Re=2.0\times 10^5$ の翼面圧力分布を示す。 $Re=2.0\times 10^5$ ではテープ未装着時において失速していない。この場合にテープを装着することで、前縁付近の負圧が減少している。前縁付近の負圧の減少は、 h/c が大きいほど顕著になる。これは図 4.26 に示す 2.5×10^5 の翼面圧力分布でも同様である。図 4.25(d)において、 $h/c=6.1\times 10^{-4}$ が $h/c=1.8\times 10^{-3}$ よりも大きな負圧を示すが、これは失速直前の迎角で、翼面の流れが不安定なためと考えられる。 $Re=2.0\times 10^5$ および $Re=2.5\times 10^5$ では、テープ高さが大きい $h/c=3.1\times 10^{-3}$ が α の増加にともないはじめに失速する。これは装着したテープの過度な高さにより翼面の流れを妨げたためと考えられる。

以上より、テープ装着位置 $x/c=0.20$ において、他の装着位置と同様に、テープ装着による揚力向上は、テープ非装着時の流れの状態に依存すると言える。テープ非装着時に低迎角から流れの剥離を生じる場合、テープ装着により流れを付着させ、揚力発生を向上させることができる。テープ非装着時に低迎角での流れの剥離を生じない場合、テープ装着により非装着に比べ若干揚力係数は低下する。

4.2.4 テープ装着時の抗力係数

一般に乱流境界層は層流境界層に比べ摩擦抵抗が増加し、抗力係数が増加すると言われている。境界層の乱流遷移により翼性能の向上を考える本研究において、抗力係数の増加

は大きな問題となる．本研究では翼面圧力のみによって抗力係数を算出しているため，翼に作用する抗力を正確に判断することが出来ない．しかし，圧力分布から算出した抗力係数において，テープ装着の有無により違いが見られたため考察を行なう．

図 4.3(b)~図 4.6(b)はテープ装着位置 $x/c=0.03$ における各レイノルズ数における抗力係数を示す．図の縦軸が抗力係数，横軸が迎角となっている．

図 4.3(b)および図 4.4(b)は，テープ未装着時において失速している $Re=1.0\times 10^5$ および $Re=1.5\times 10^5$ の抗力係数を示す．このときテープ装着により，揚力係数が向上していない迎角では抗力係数が増加している．一方で揚力係数が向上している迎角（ $Re=1.0\times 10^5$ で $\alpha=10\sim 21[^\circ]$ ， $Re=1.5\times 10^5$ で $\alpha=1\sim 24[^\circ]$ ）においてはテープ未装着時に比べ抗力係数は減少している．

図 4.5(b)および図 4.6(b)は，テープ未装着時において失速していない $Re=2.0\times 10^5$ および $Re=2.5\times 10^5$ を示す．揚力係数が線形増加している迎角（ $h/c=6.1\times 10^{-4}$ では $Re=2.0\times 10^5$ で $\alpha=-10\sim 4[^\circ]$ ， $Re=2.5\times 10^5$ で $\alpha=-10\sim 3[^\circ]$ ）においては若干の抗力係数の増加が見られる．揚力係数が線形増加から傾斜が変わる迎角以降では， $Re=2.0\times 10^5$ ， $h/c=6.1\times 10^{-4}$ のみが抗力係数の減少を示す．これは図 4.9(c)の圧力分布より，他の条件に比べ前縁で負圧が発生しているため，翼前方向への力が強いと考えられる．テープ装着位置 $x/c=0.07$ ， 0.20 においても $x/c=0.03$ と同様の傾向を示す．

どのテープ装着位置においても，失速状態での抗力係数は若干の増加を示すが，本研究では，失速状態からの回復に着目しているため，失速域における抗力係数の増加の影響は小さいと考える．

4.2.5 静的状態のまとめ

テープ装着による揚力向上は，いずれのテープ装着位置においてもテープ未装着時の流れの状態に依存する．テープ未装着時に低迎角から流れの剥離を生じる場合，テープ装着により流れを付着させ，揚力発生を向上させることができる．テープ未装着時に低迎角での流れの剥離を生じない場合，テープ装着により未装着に比べ若干揚力係数は低下する．よって翼性能を向上させるための最適なテープ高さはレイノルズ数により異なる．このためレイノルズ数の低下にしたがいテープ高さを増加させ，適切な高さのテープを装着することが必要と考えられる．

テープの装着位置によらず，テープの前方で負圧は減少し，テープ後方で負圧は増加傾向を示す．

また，テープ未装着時において失速状態にあるレイノルズ数においては，テープの装着位置を変えることで揚力係数の向上が見られる迎角に違いが現れる．本実験において前縁よりのテープの装着位置である $x/c=0.03$ ， 0.07 では $\alpha=10\sim 20[^\circ]$ 付近， $x/c=0.20$ では $\alpha<12[^\circ]$ の低迎角において負圧を発達させる．

4.3 動的状態における翼性能

本項ではテープ装着により翼型の性能が変化した場合における動的な振る舞いについて検証する。迎角の変動は第3章で述べた通り、定格回転数での運転時にヨー状態となったとの仮定に基づき決定した。迎角変動中心は T01-26 の最適揚抗比である $\alpha=9^\circ$ ，変動幅は半径方向位置 $r/R=0.5$ における迎角変動を幾何迎角により算出した 8° とした。

図 4.27~図 4.44 は前項で用いたテープ装着位置およびテープ高さについて、迎角変動を模擬した実験の結果である揚力係数を示す。図のプロットは動の実験結果が赤，同じ装着条件での静的実験の結果を青，テープ未装着時の $Re=2.0 \times 10^5$ における静的実験結果を黒で示す。ここで示す $Re=2.0 \times 10^5$ の結果は T01-26 の非失速時における基本性能の参考値として用いた。

4.3.1 テープ装着位置 $x/c=0.03$ ， $Re=1.5 \times 10^5$ における動的翼性能

図 4.27~図 4.29 に $Re=1.5 \times 10^5$ ，テープ装着位置 $x/c=0.03$ における動の実験から得られた揚力係数を示す。テープ高さはそれぞれ高さの低い順に $h/c=6.1 \times 10^{-4}$ ， $h/c=1.8 \times 10^{-3}$ ， $h/c=3.1 \times 10^{-3}$ である。

図 4.27 より，静的状態において迎角変動範囲の大部分で失速状態にある場合，動的状态となっても失速したままであることがわかる。

図 4.28 では，迎角変動範囲の $\alpha=5 \sim 13^\circ$ において，静的状態で増加方向または減少方向において揚力係数の向上が見られる。このとき動的状态においても高い揚力係数を示し， $h/c=6.1 \times 10^{-4}$ の場合に比べ大きく翼性能が向上している。一方でこの条件では，迎角増加方向での揚力係数が静的状態での揚力係数を下回る範囲が存在する。これは静的状態の迎角増加方向において失速している $\alpha=5 \sim 7^\circ$ を変動範囲に含むためと考えられる。この現象は図 4.29，図 4.33 においても同様に確認される。

4.3.2 テープ装着位置 $x/c=0.03$ ， $Re=2.0 \times 10^5$ における動的翼性能

図 4.30~図 4.32 に $Re=2.0 \times 10^5$ ，テープ装着位置 $x/c=0.03$ における動の実験から得られた揚力係数を示す。テープ高さは前述と同様である。このレイノルズ数では，静的状態において低迎角での失速現象は見られない。このためどのテープ高さにおいても迎角増加方向において，静的状態より揚力係数が向上している。動的状态では静的状態に比べ，迎角増加方向で大きな揚力係数を示すことは，東渕らによって行なわれた研究⁽⁷⁾においても確認されている。

図 4.30 では迎角変動範囲において，静的状態での揚力係数が参考として挙げたテープ未装着時の $Re=2.0 \times 10^5$ における揚力係数と非常に近い値を示す。このとき動的状态での揚力係数は最大で 1.83 を示す。これは静的状態の最大揚力係数 1.65 に比べ大きな値である。一

方減少方向では静的状態に比べ低い値をとる．この条件では静的状態の揚力係数を中心に増減している．

図 4.31 では迎角変動範囲において，テープ装着時と未装着時の揚力係数に差がある．迎角増加方向における最大揚力係数は 1.82 となり，図 4.30 と比較すると，若干低下している．これは迎角変動範囲後半において，静的状態の揚力係数が大きく低下していることが起因していると考えられる．この条件のように，静的状態において，動的な迎角変動範囲の最下点での揚力係数がテープ未装着時と近い場合，増加方向においてテープ未装着時の静的な揚力係数よりも大きな値をとる．しかし，静的状態において，迎角が増加するにつれテープ未装着時との揚力係数に差が生じてくると，図 4.32 に示すようにテープ未装着の静的な揚力係数へと近づく．このため揚力係数のヒステリシスループはテープ未装着と装着時の 2 つの静的な揚力係数をまたがるように形成される．

4.3.3 テープ装着位置 $x/c=0.07$ ， $Re=1.5 \times 10^5$ における動的翼性能

図 4.33~図 4.35 に $Re=1.5 \times 10^5$ ，テープ装着位置 $x/c=0.07$ における動的実験から得られた揚力係数を示す．テープ高さは前述と同様である．図 4.33 および図 4.34 は $x/c=0.03$ にテープを装着した時の動的な振る舞いと同様な傾向を示すため，説明を省略する．

図 4.35 では，動的な迎角変動範囲において，テープ未装着時と装着時の静的な揚力係数の間に大きな開きが生じている．とくに迎角変動の最下点において，テープ未装着時と装着時の揚力係数との差が大きいため，迎角増加方向においてテープ未装着時の揚力係数傾斜に従わず，テープ未装着時の静的な揚力係数に比べ低い値を示す．

4.3.4 テープ装着位置 $x/c=0.07$ ， $Re=2.0 \times 10^5$ における動的翼性能

図 4.36~図 4.38 に $Re=2.0 \times 10^5$ ，テープ装着位置 $x/c=0.07$ における動的実験から得られた揚力係数を示す．テープ高さは前述と同様である．

図 4.36 ではテープ装着時と未装着時の静的な揚力係数の差が少ない．また，動的実験の迎角は失速開始角以前で変動しているため，ヒステリシスループが小さい．一方，図 4.37 においては，テープ装着時と未装着時の静的な揚力係数の経路に差が生じているため，ヒステリシスループが大きい．

最大テープ高さとなる図 4.38 では，静的状態においてテープ装着時の揚力係数が二度にわたる線形増加領域 ($-7 < \alpha < 0$ ， $5 < \alpha < 25$) を形成している．動的実験時の迎角変動範囲は二度目の線形増加領域 ($5 < \alpha < 25$) にあたる．このとき動的実験による揚力係数は，テープ装着時の静的な揚力傾斜付近において変動する．これはテープ装着時と未装着時の静的な揚力係数に大きな差があり，全く異なる翼性能を示したと考えられる．

4.3.5 テープ装着位置 $x/c=0.20$ ， $Re=1.5 \times 10^5$ における動的翼性能

図 4.39~図 4.41 に $Re=1.5 \times 10^5$, テープ装着位置 $x/c=0.20$ における動の実験から得られた揚力係数を示す。テープ高さは前項と同様である。

図 4.39 および図 4.40 では全節までと同様に、テープ装着時の動的な振る舞いは、テープ未装着時の静的な揚力係数にしたがっている。

図 4.39 においては、テープ装着時の静的状態における完全失速角が、動の変動の範囲にあるにも関わらず、完全失速角を超えてもなおテープ未装着時の揚力傾斜に沿う傾向を示した。

図 4.41 では、テープ装着時の静的な揚力係数が、テープ未装着時の静的な揚力係数と大きく異なる。このとき、動的な迎角変動範囲はテープ装着時と未装着時の揚力係数が一致する迎角を超えているため、テープ未装着時の揚力傾斜に従わず、テープ装着時の静的な揚力係数に沿った振る舞いを示す。

4.3.6 テープ装着位置 $x/c=0.20$, $Re=2.0 \times 10^5$ における動的翼性能

図 4.42~図 4.44 に $Re=2.0 \times 10^5$, テープ装着位置 $x/c=0.20$ における動の実験から得られた揚力係数を示す。テープ高さは前述と同様である。

図 4.42 および図 4.43 では動的な迎角変動範囲の最下点が、静的状態におけるテープ装着時と未装着時の揚力係数がほぼ一致する位置にある。このため動的な揚力係数はテープ未装着時の揚力傾斜に沿う。

一方で、図 4.44 では動的な迎角変動範囲の最下点が、静的状態におけるテープ装着時と未装着時の揚力係数がほぼ一致する位置を下回っている。このため動的状態での揚力係数はテープ装着時の揚力傾斜に沿った振る舞いを示す。

4.3.7 動の実験のまとめ

前節までに、異なるテープ装着位置およびテープ高さにおける動的状态での揚力係数を示した。そこから以下の結果を得た。

- ・ 静的状態の迎角増加方向において失速している角度を変動範囲に含む場合、迎角増加方向での揚力係数が静的状態での揚力係数を下回る範囲が存在する。
- ・ 動的な迎角変動範囲の最下点が、静的状態におけるテープ装着時と未装着時の揚力係数がほぼ一致する位置を含む場合、動的状态での揚力係数はある程度の範囲でテープ未装着時の静的な揚力傾斜に沿った振る舞いを示す。
- ・ 動的な迎角変動範囲の最下点が、静的状態におけるテープ装着時と未装着時の揚力係数

第4章 二次元翼性能

がほぼ一致する位置を下回る場合．動的状態での揚力係数はテープ装着時の静的な揚力傾斜に沿った振る舞いを示す．

- ・動的状態での翼性能は，静的状態での翼性能に大きく関係する．本実験では， $\alpha=9[^\circ]$ を中心とした迎角変動を行なった．このため $\alpha=9[^\circ]$ 付近における静的状態での翼性能低下が少ないテープ装着条件で優れた揚力係数を示す．

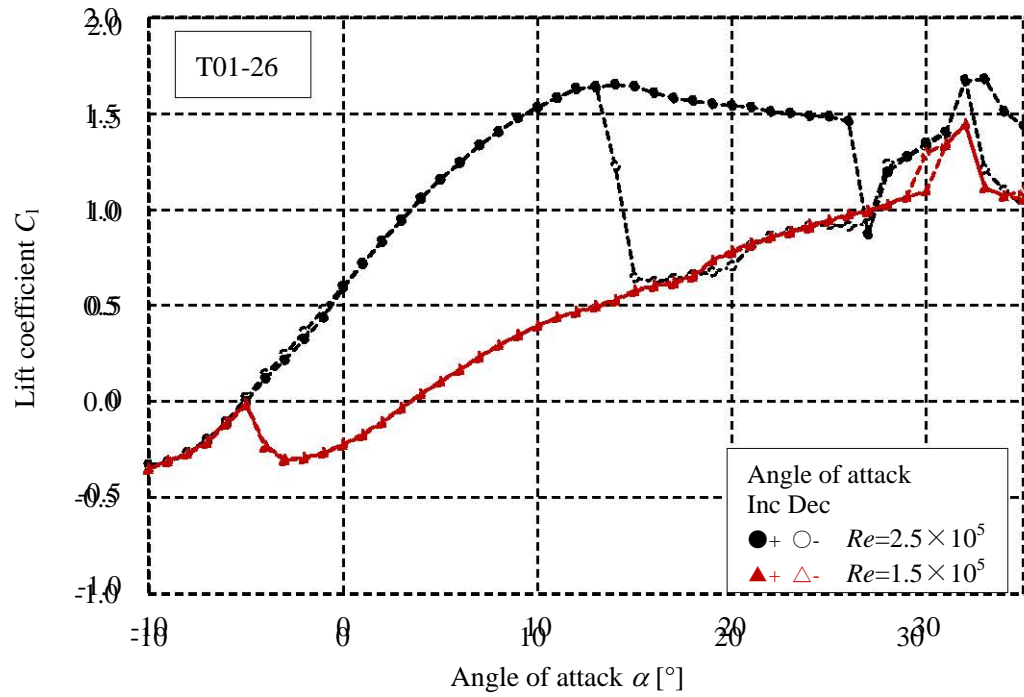


図 4.1 T01-26 翼型の各レイノルズ数における揚力係数曲線

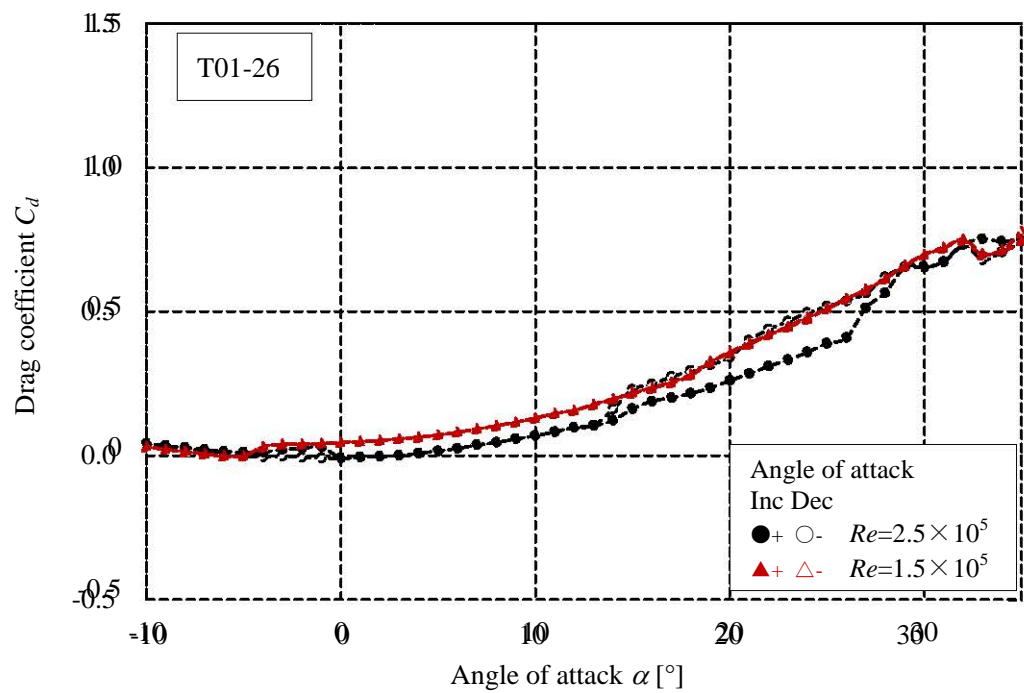


図 4.2 T01-26 翼型の各レイノルズ数における抗力係数曲線

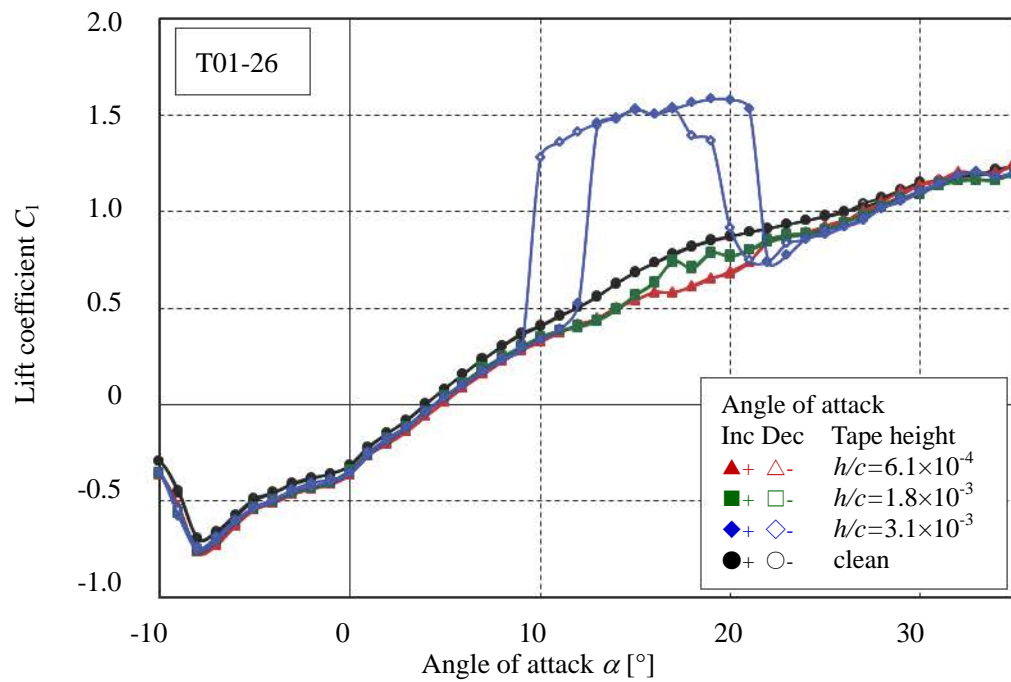
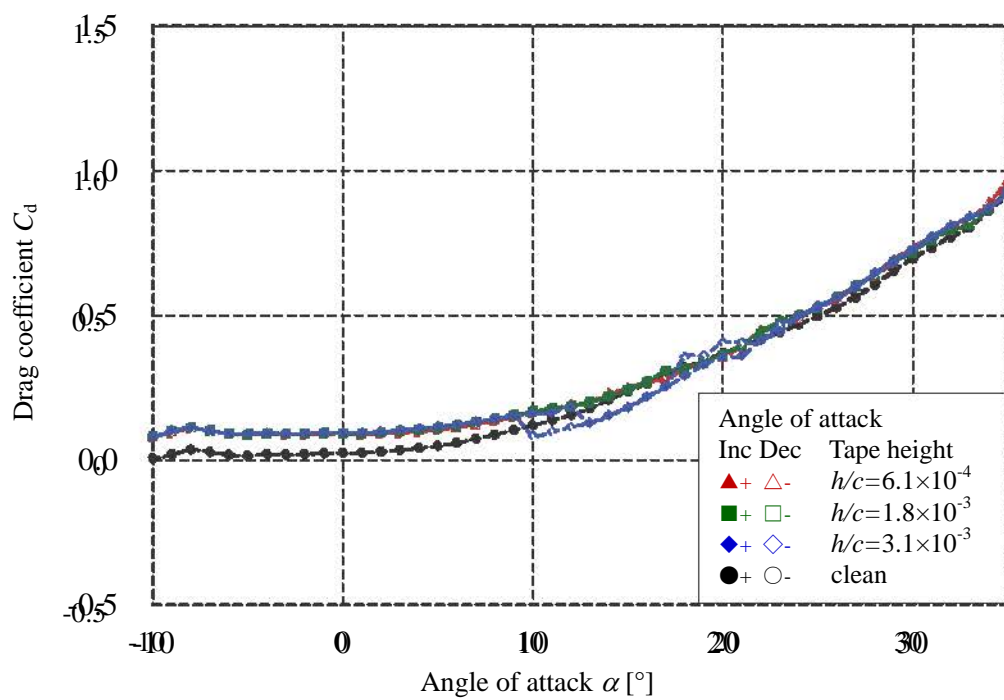
(a) 揚力係数曲線($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)(b) 抗力係数曲線($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)

図 4.3 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

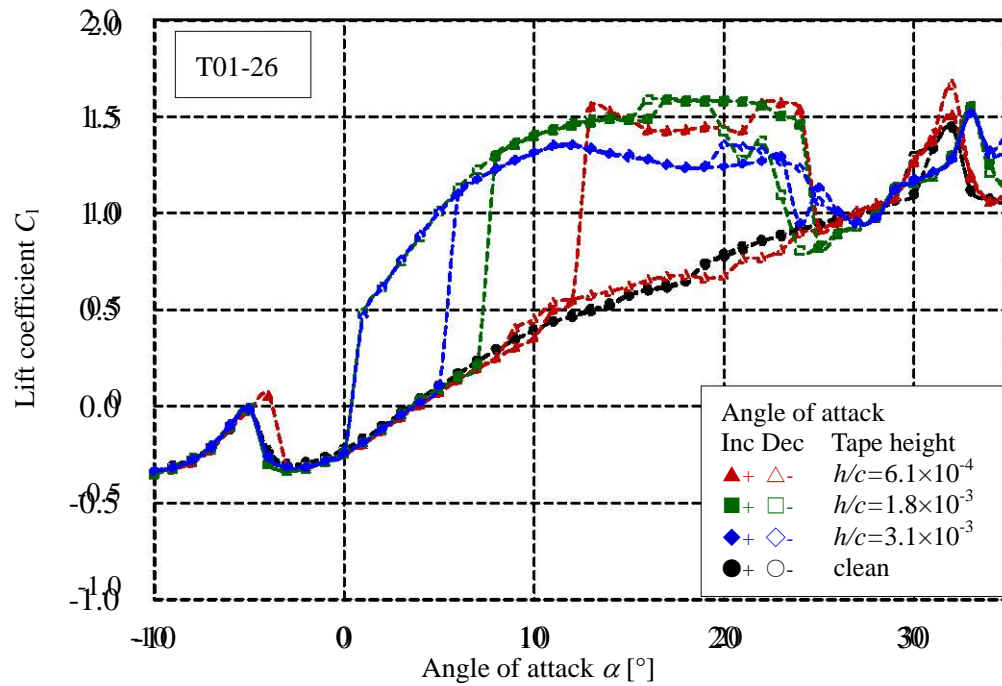
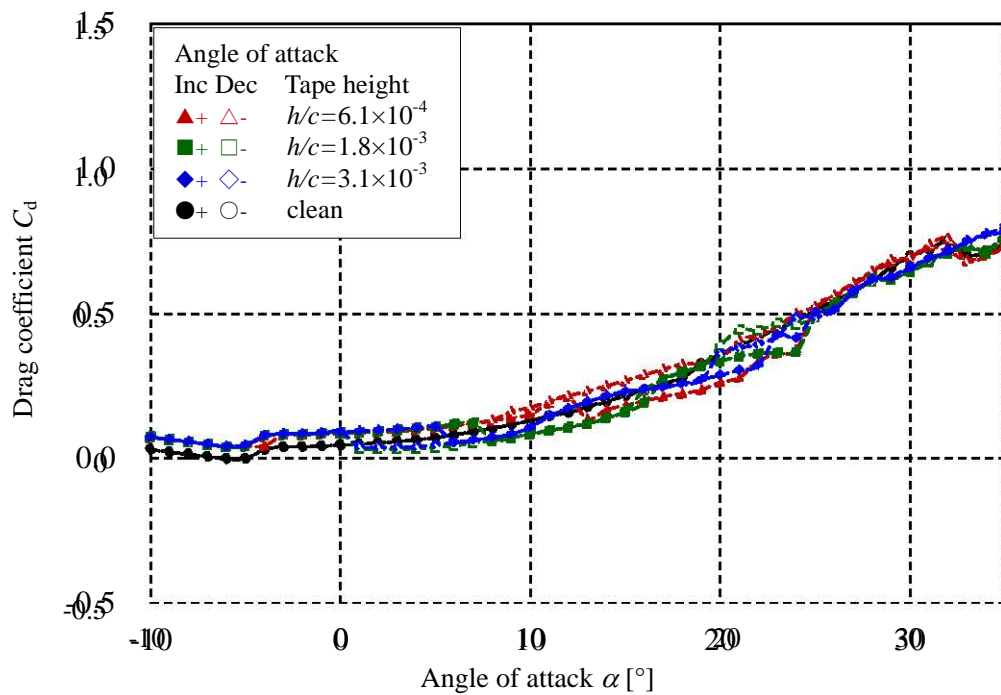
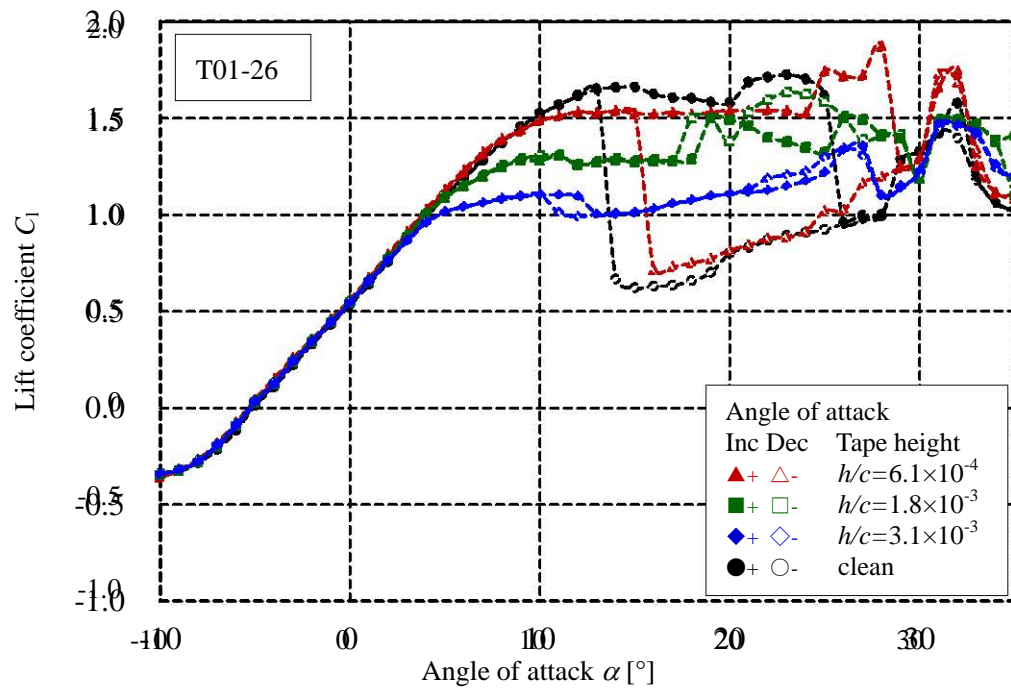
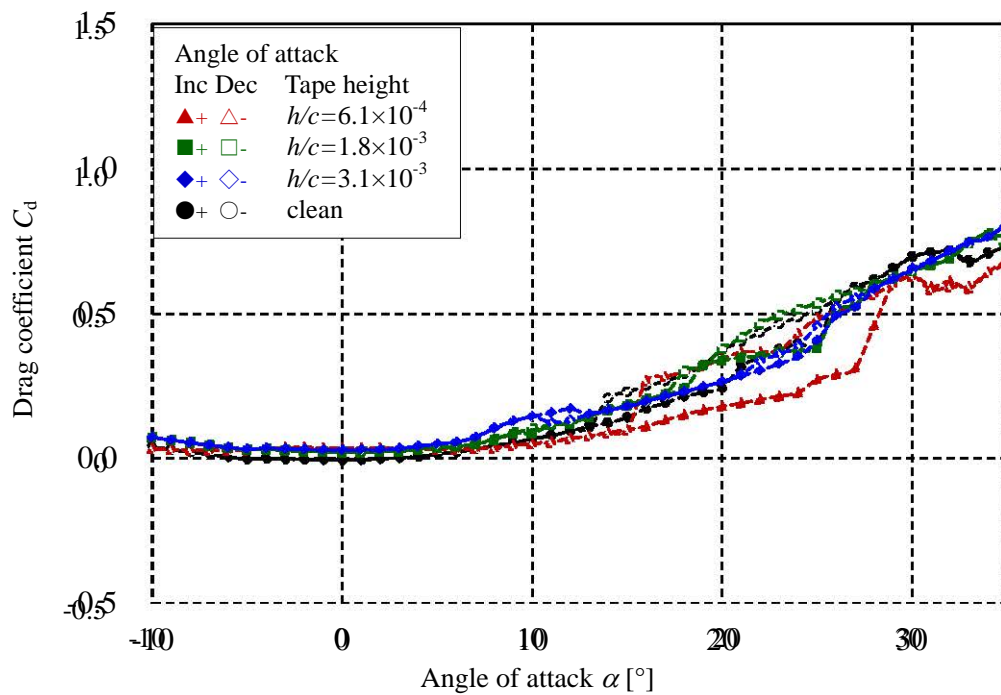
(a) 揚力係数曲線($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)(b) 抗力係数曲線($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)

図4.4 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

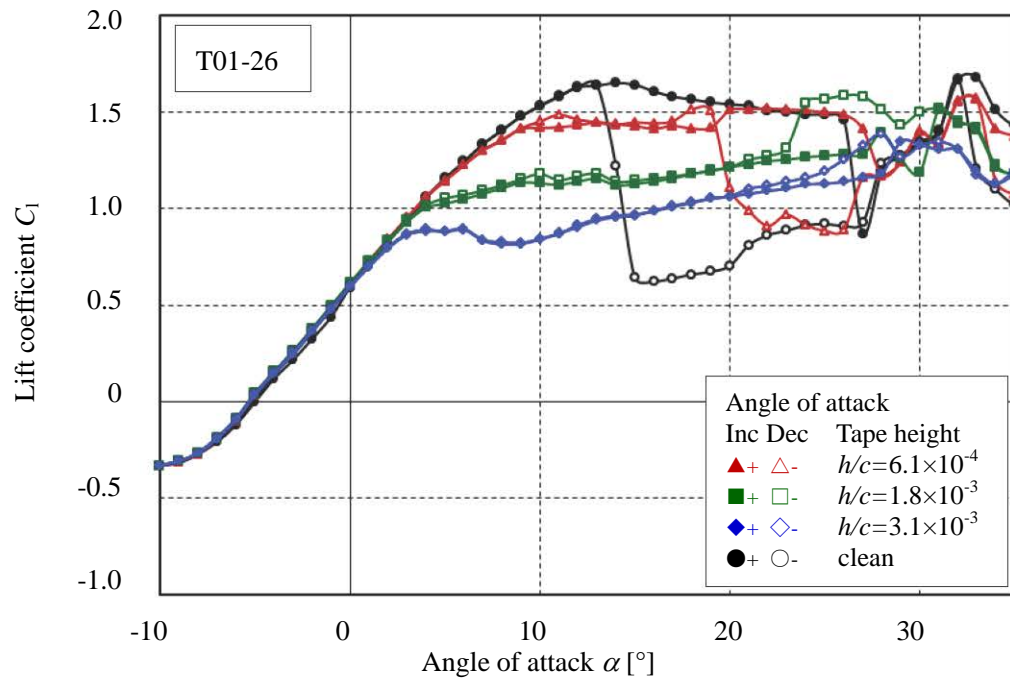


(a) 揚力係数曲線($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)

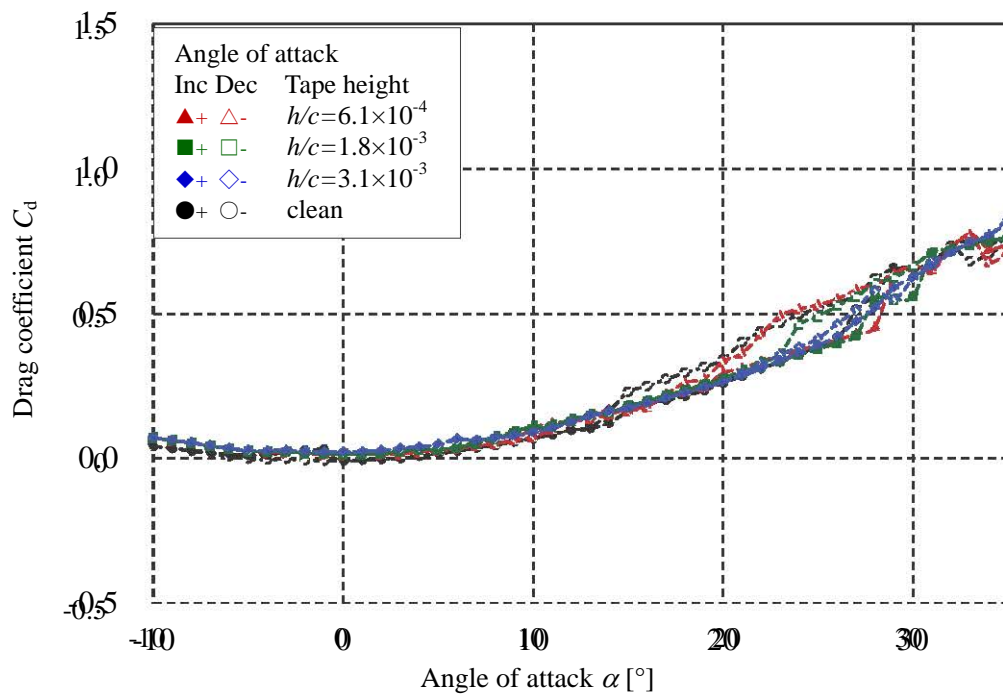


(b) 抗力係数曲線($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)

図4.5 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

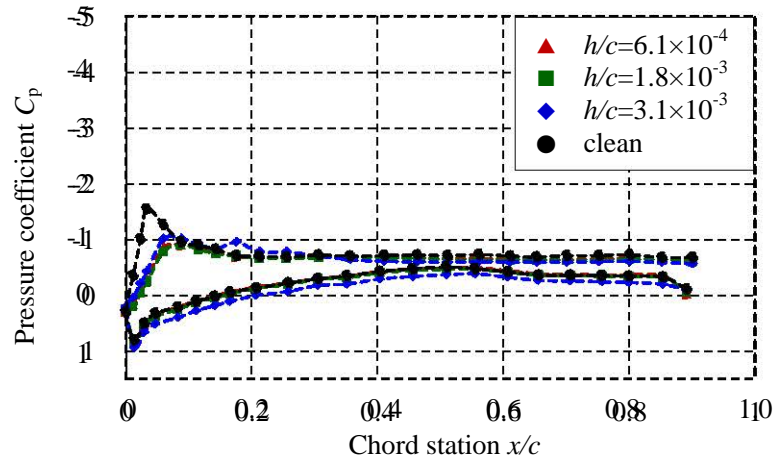


(a) 揚力係数曲線($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)

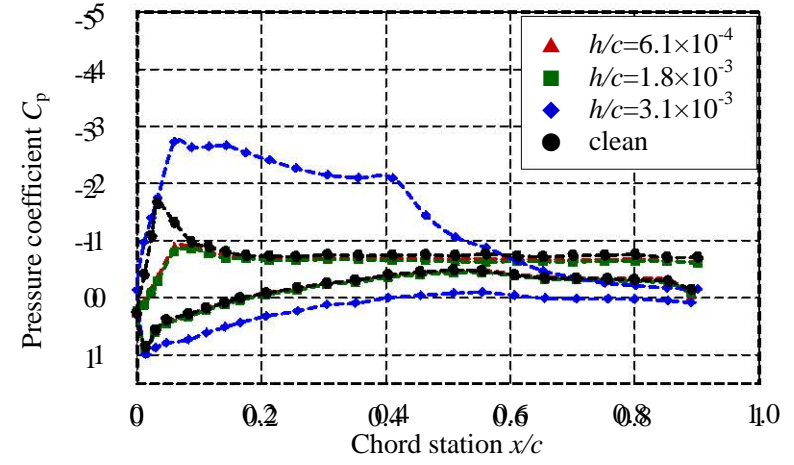


(b) 抗力係数曲線($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)

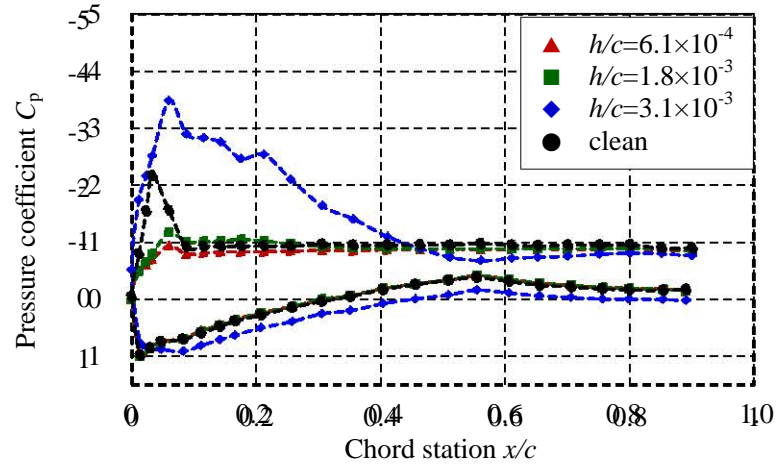
図 4.6 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性



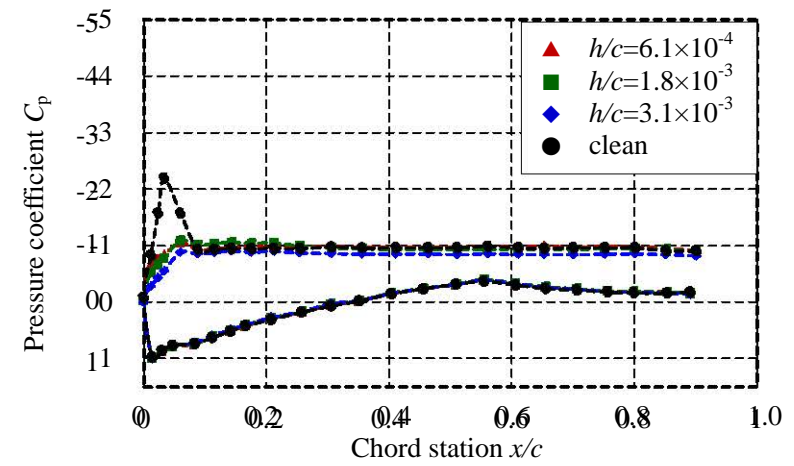
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=12^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=13^\circ$)

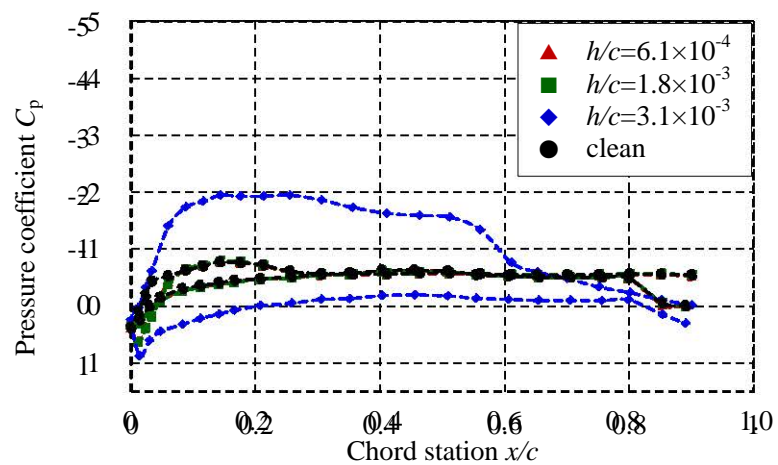


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=21^\circ$)

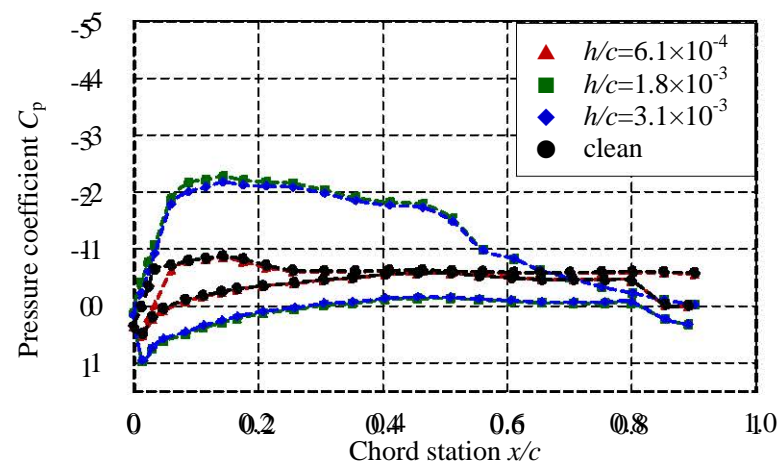


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=22^\circ$)

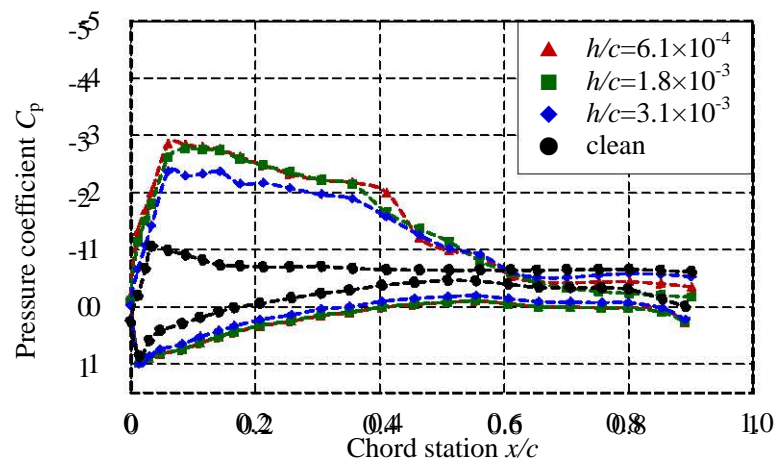
図 4.7 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)



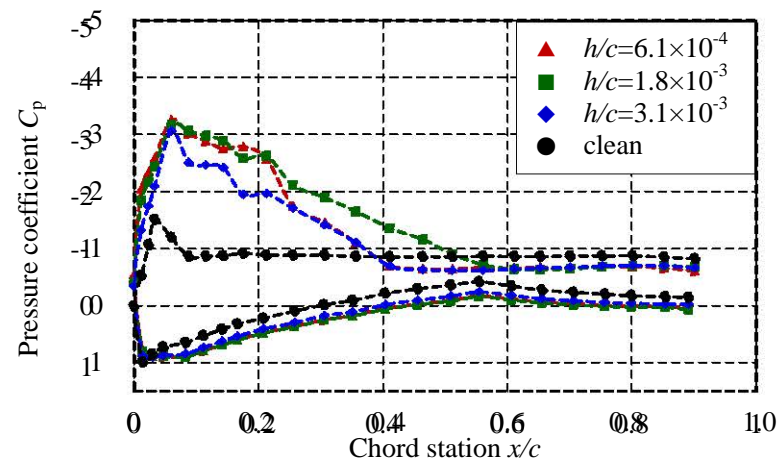
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=6^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=8^\circ$)

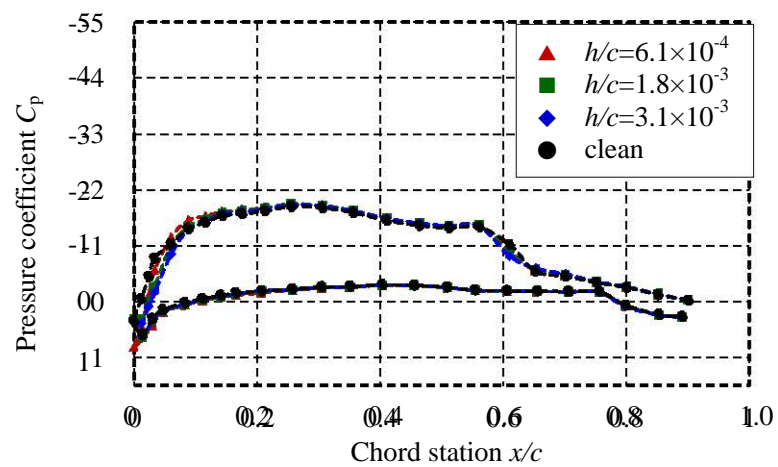


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=13^\circ$)

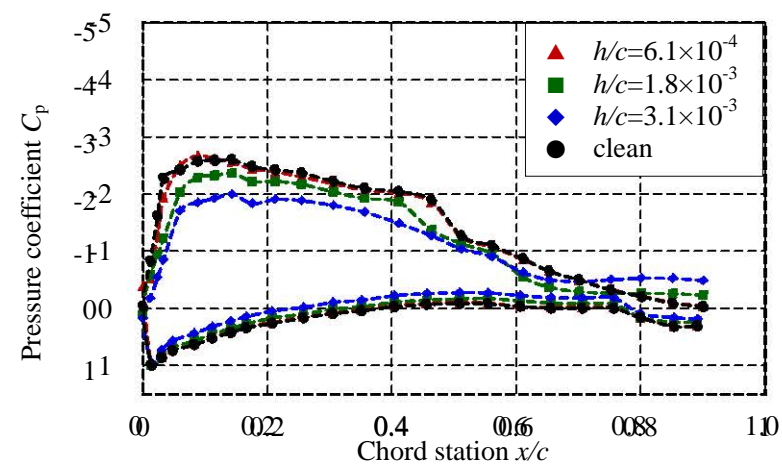


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

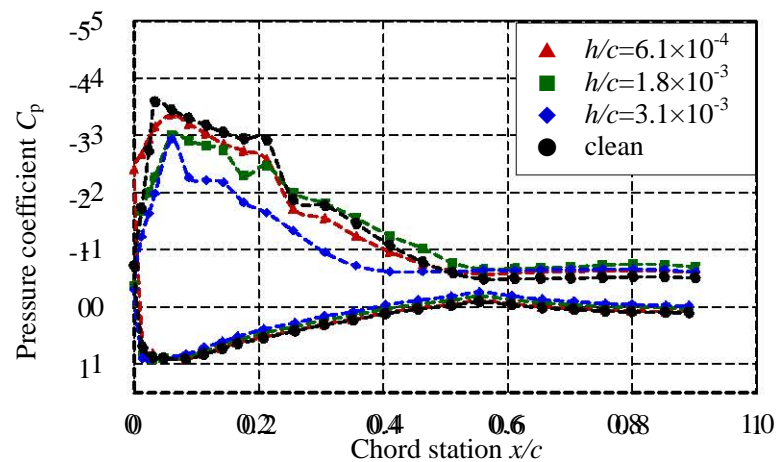
図 4.8 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)



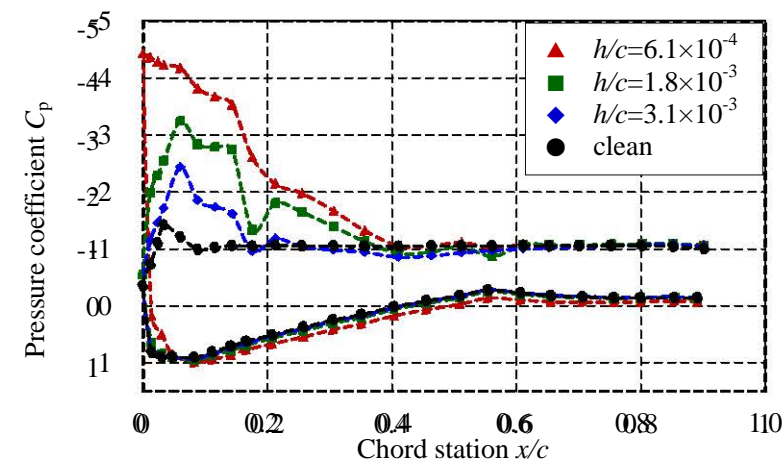
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=3^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=10^\circ$)

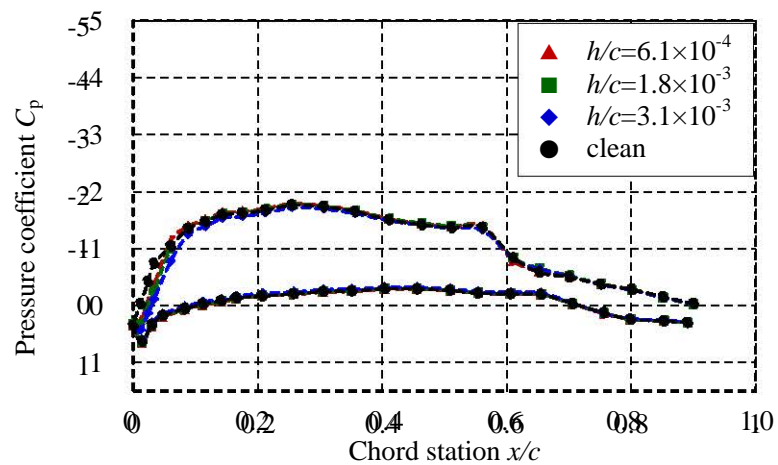


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

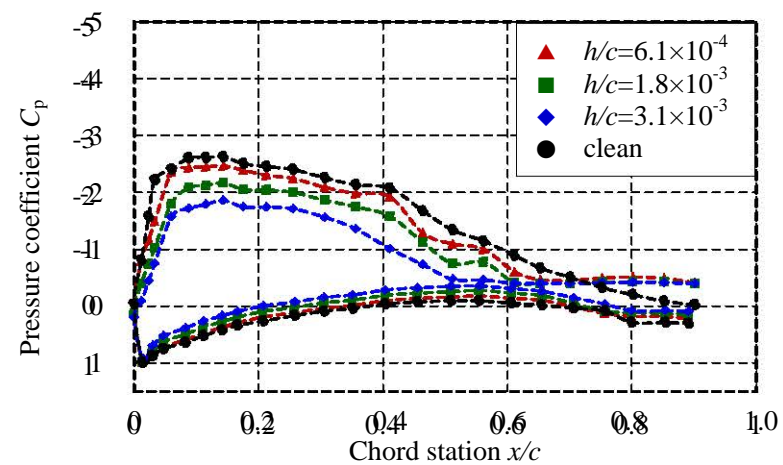


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=28^\circ$)

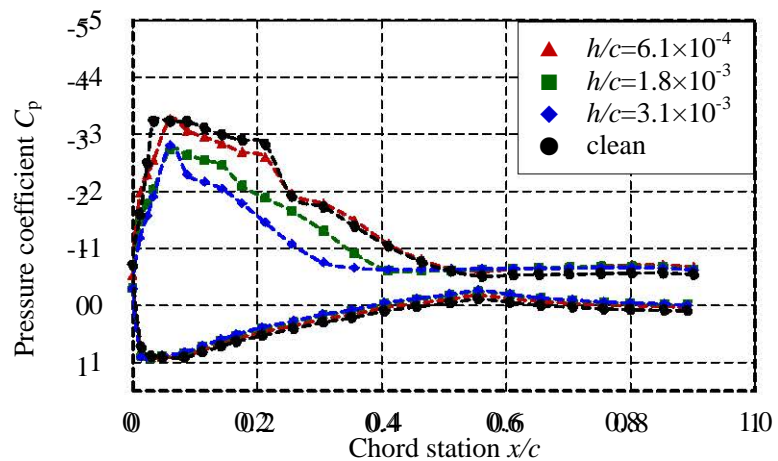
図 4.9 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)



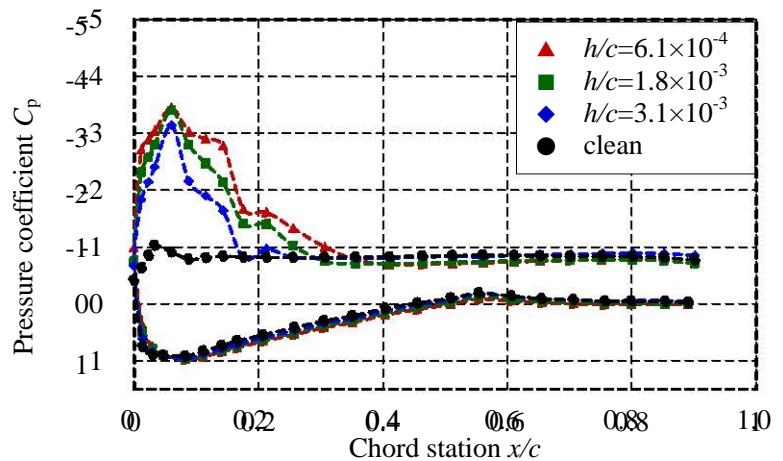
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=3^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=10^\circ$)

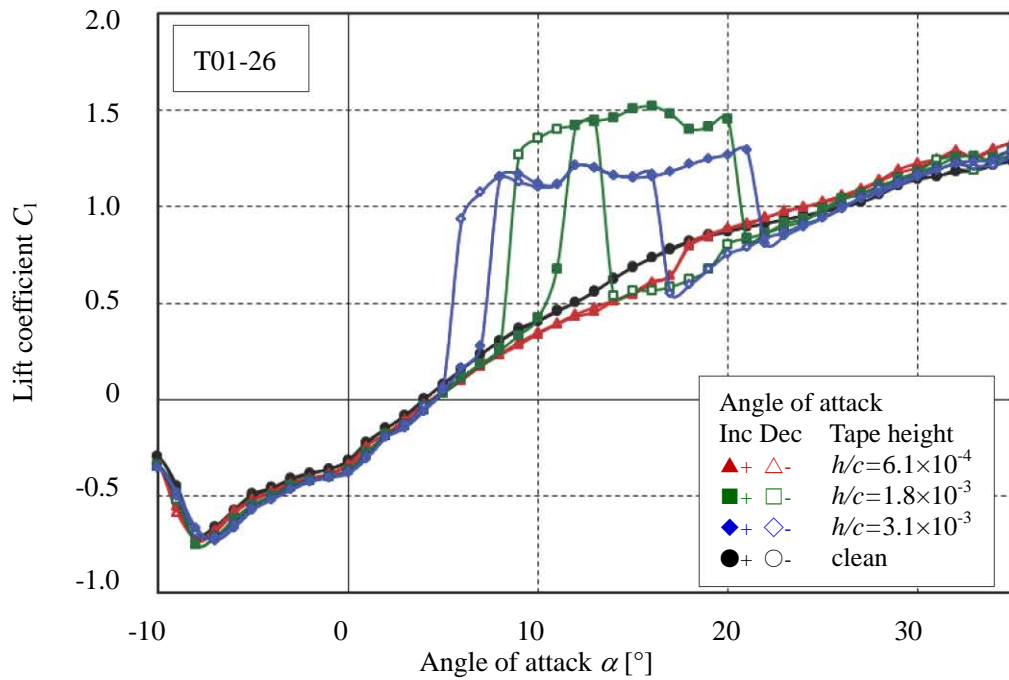


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

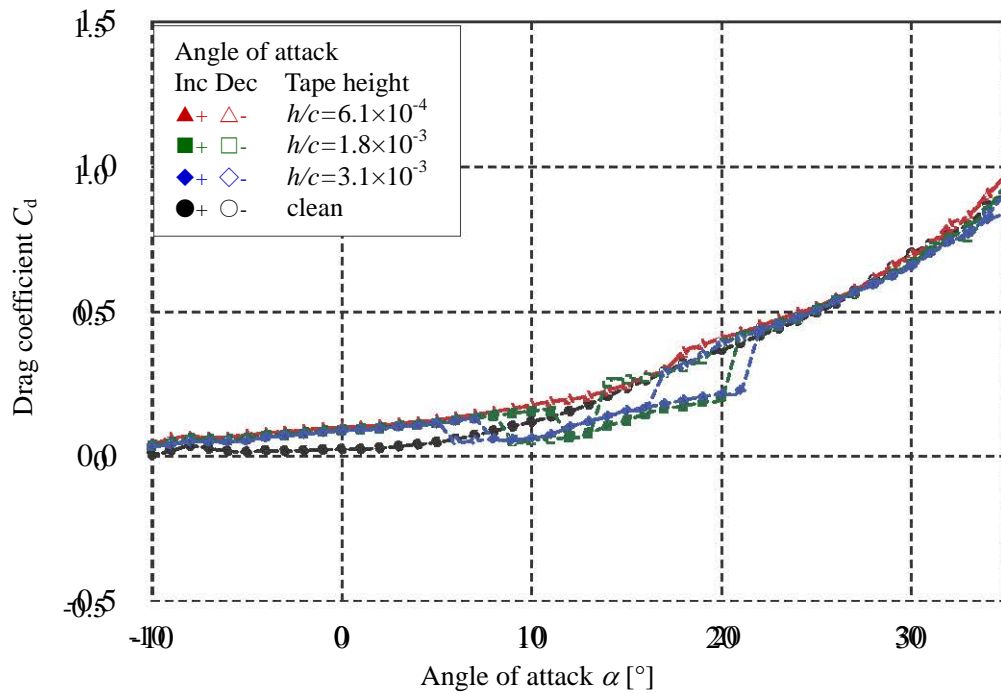


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=27^\circ$)

図 4.10 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$)



(a) 揚力係数曲線($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)



(b) 抗力係数曲線($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)

図 4.11 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

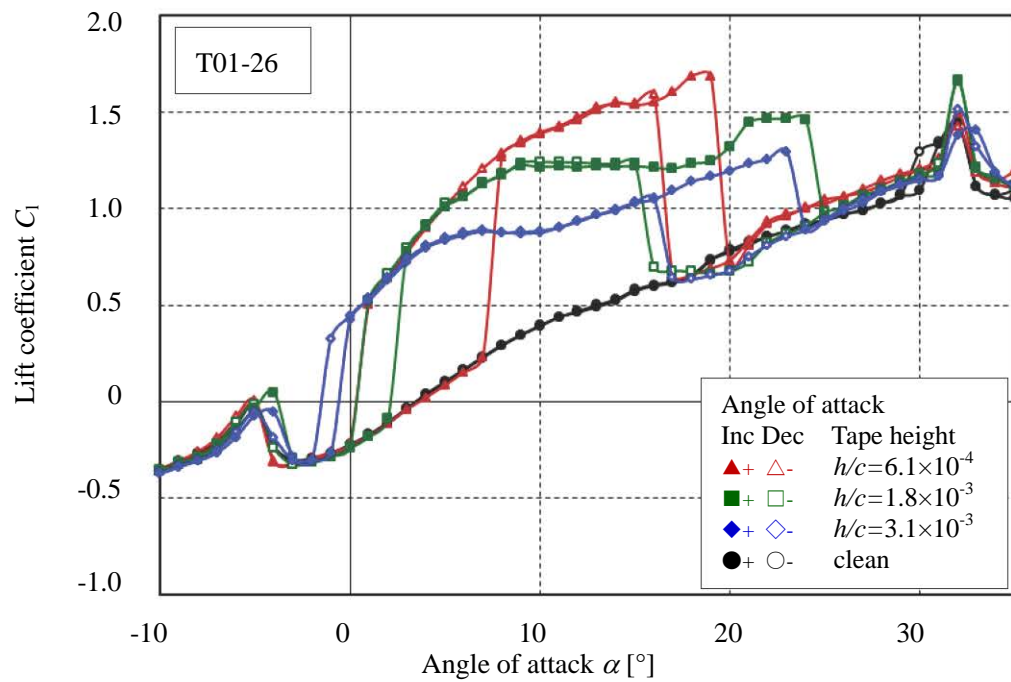
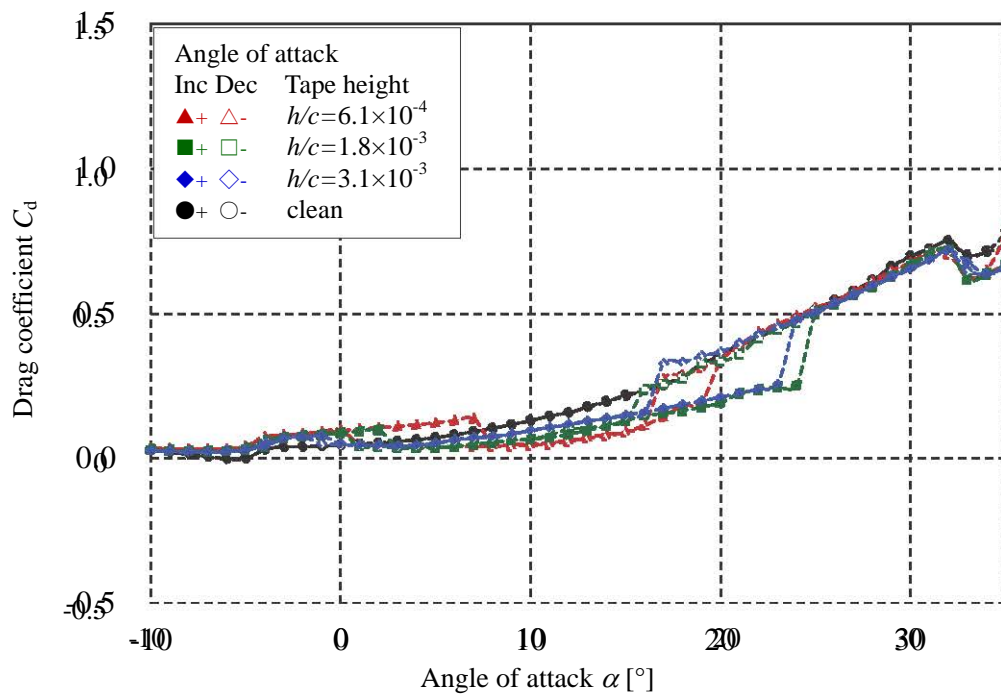
(a) 揚力係数曲線($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)(b) 抗力係数曲線($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)

図 4.12 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

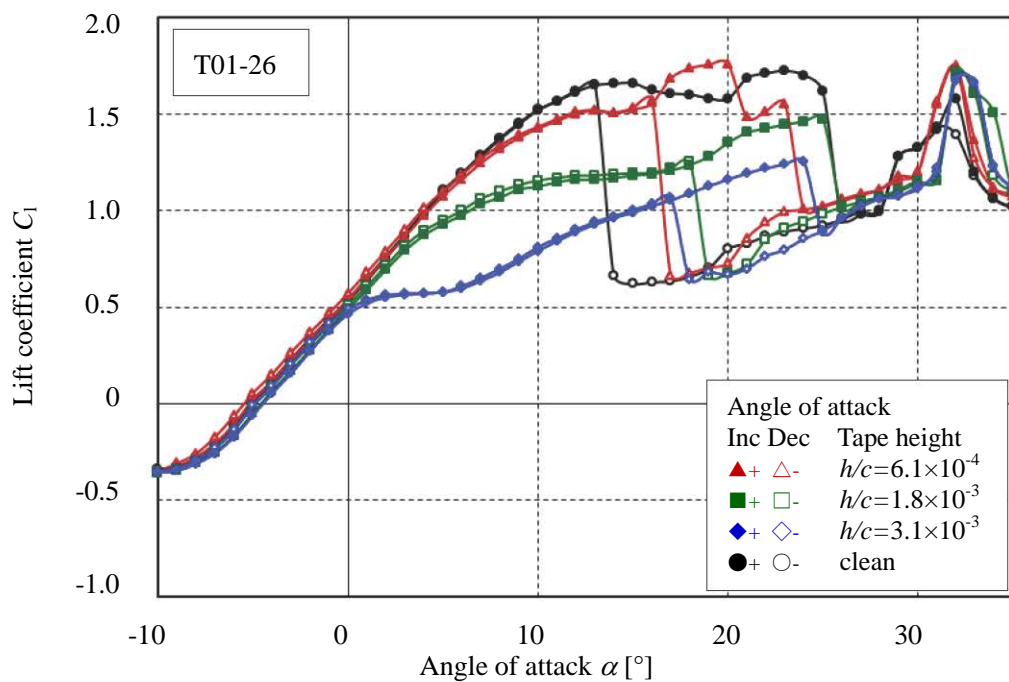
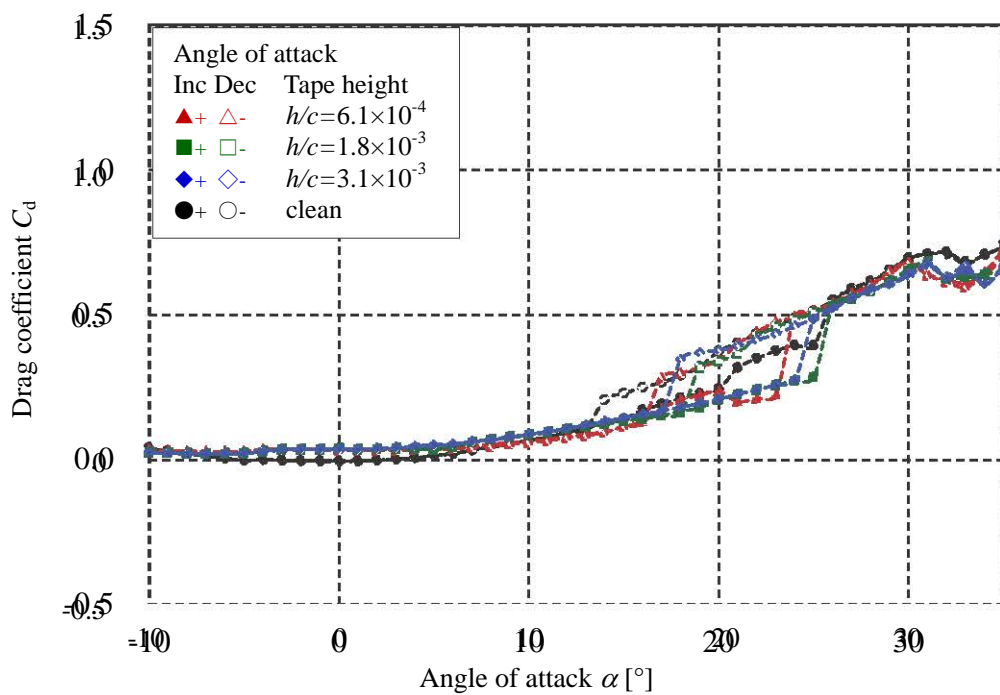
(a) 揚力係数曲線($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)(b) 抗力係数曲線($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)

図 4.13 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

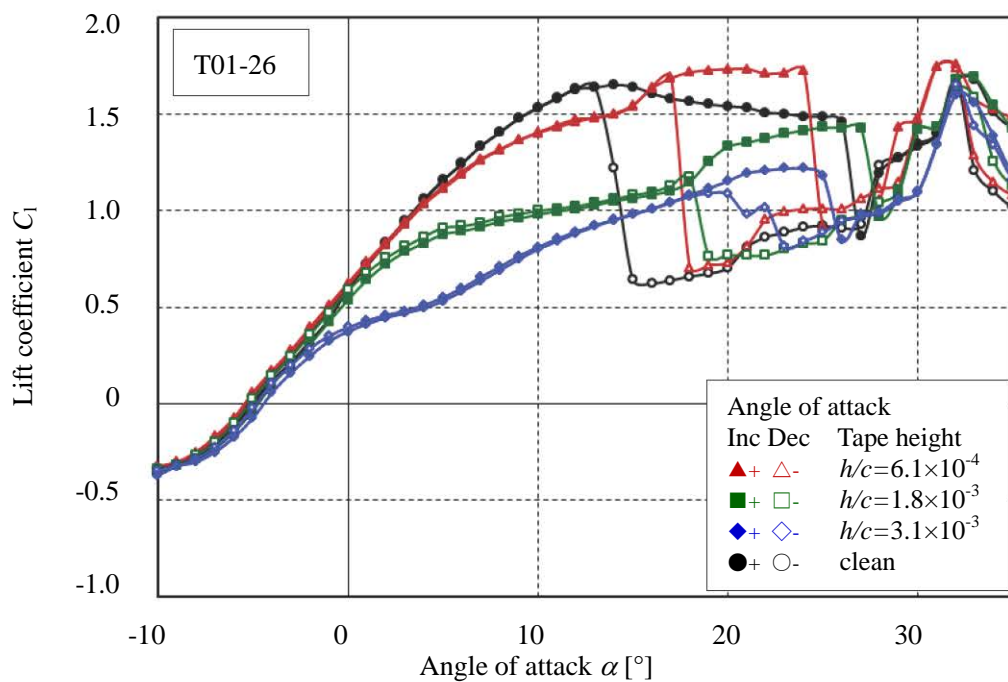
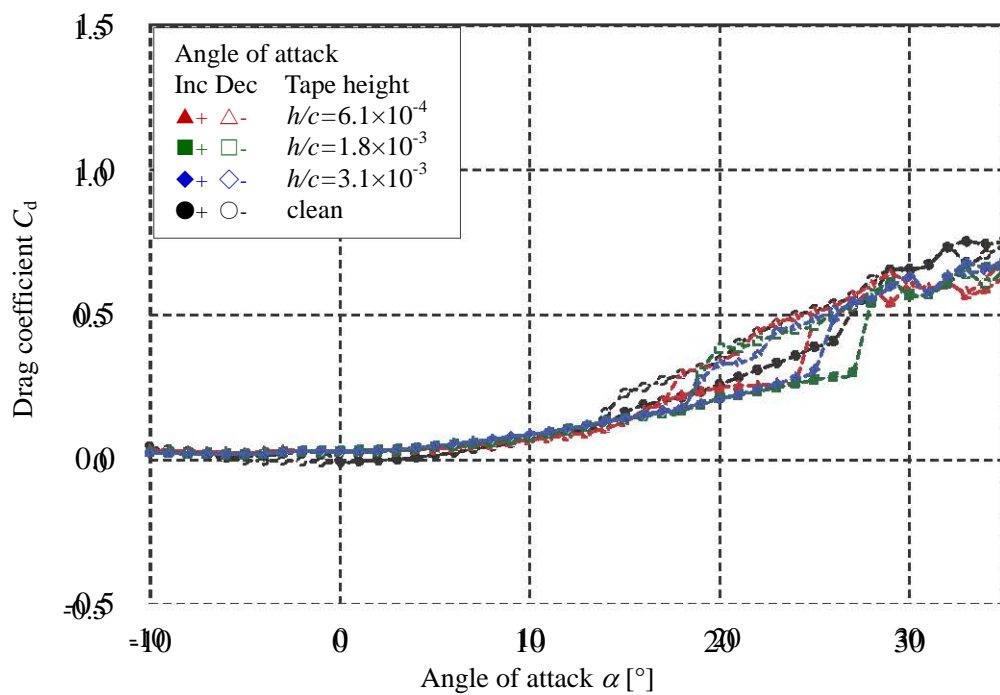
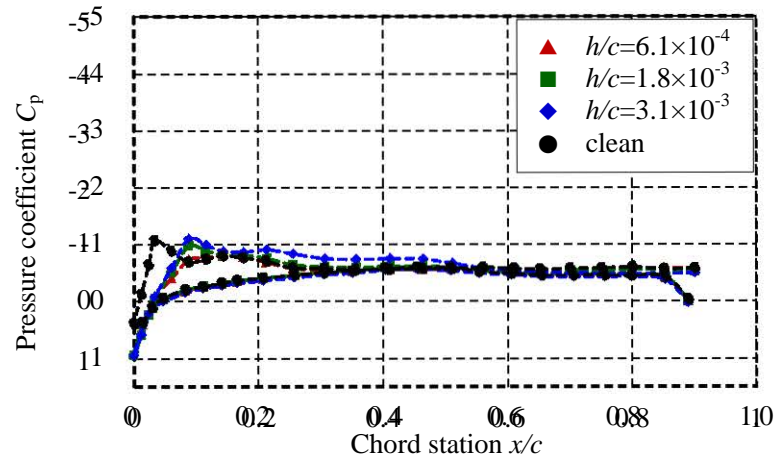
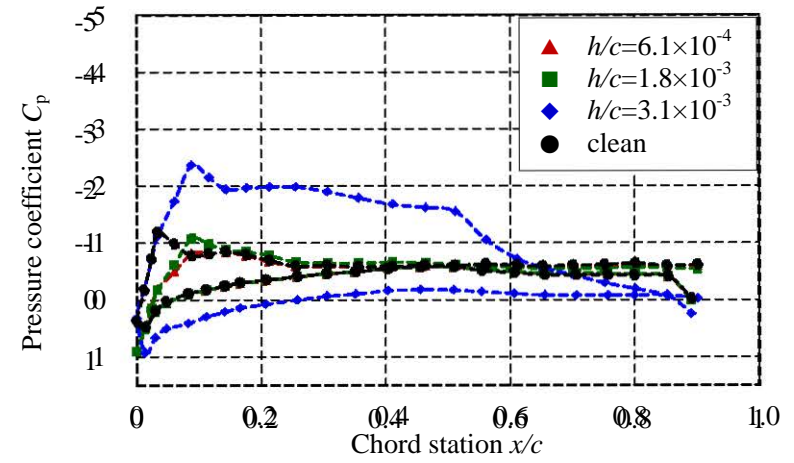
(a) 揚力係数曲線($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)(b) 抗力係数曲線($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)

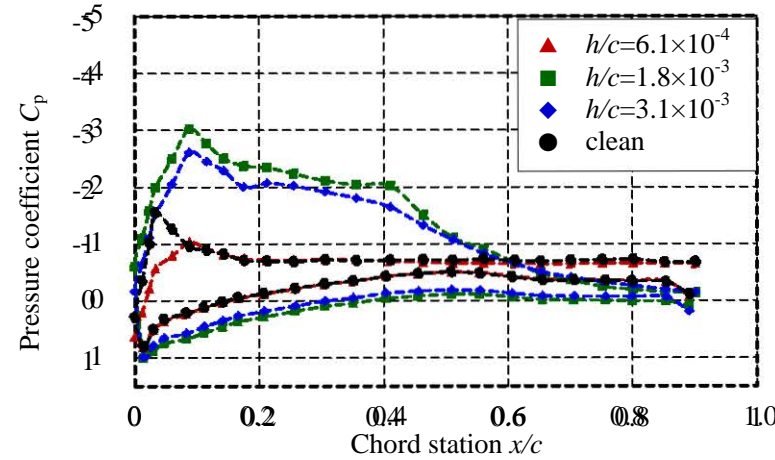
図 4.14 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性



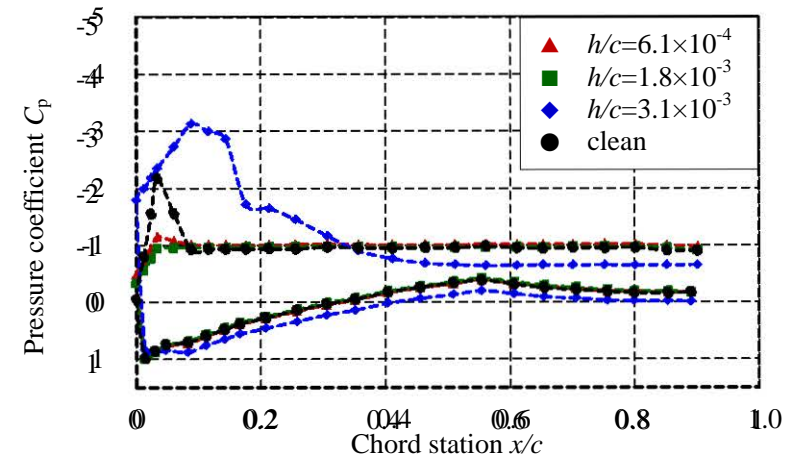
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=7^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=8^\circ$)

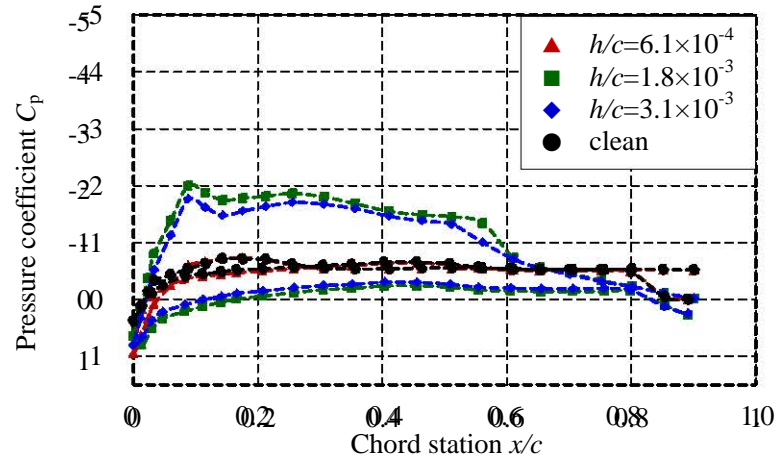


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=12^\circ$)

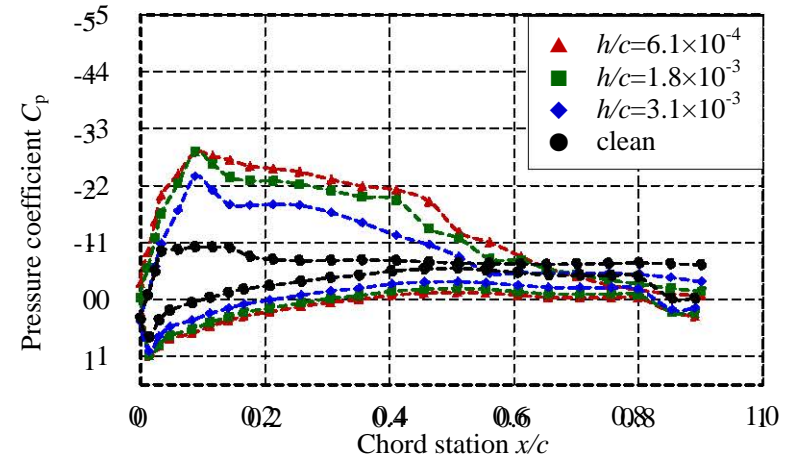


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=21^\circ$)

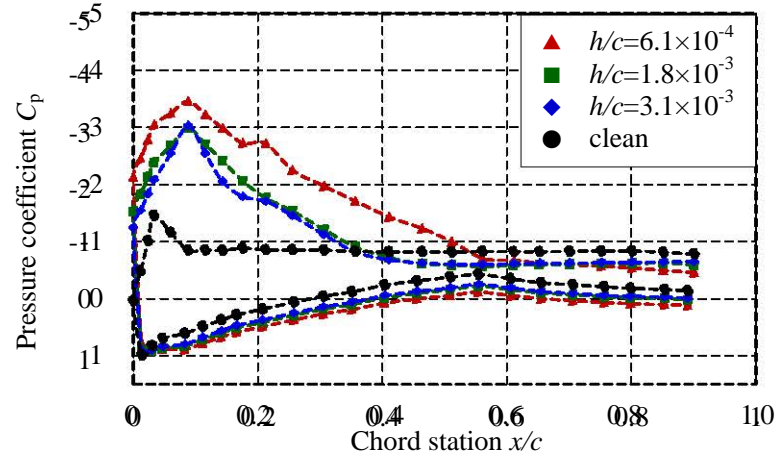
図 4.15 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)



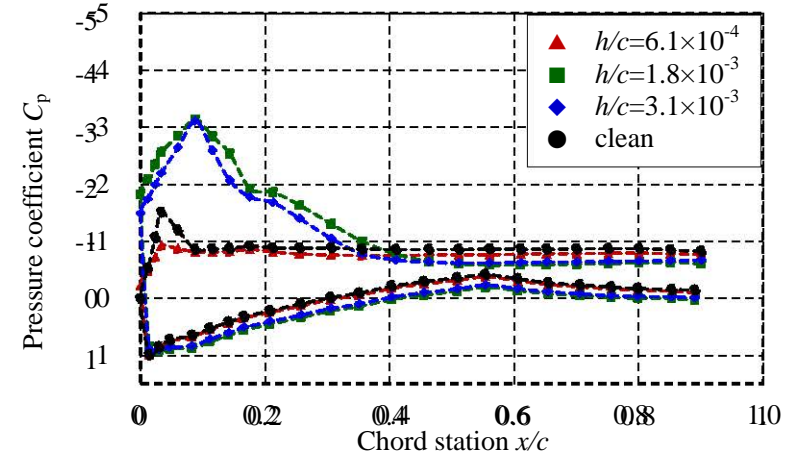
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=5^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=10^\circ$)

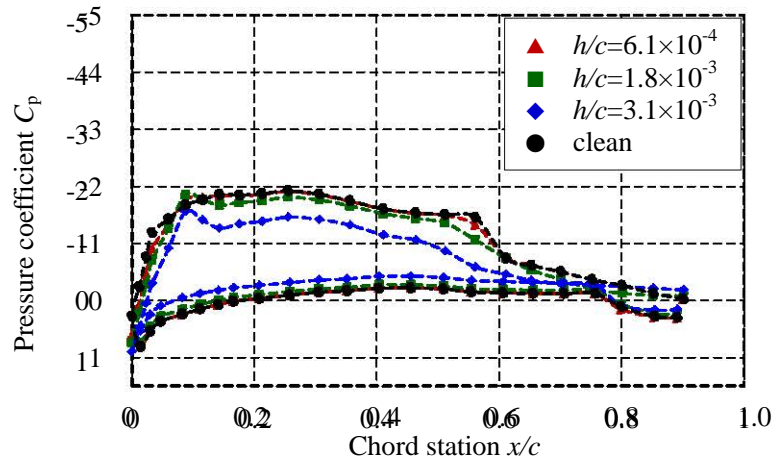


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=19^\circ$)

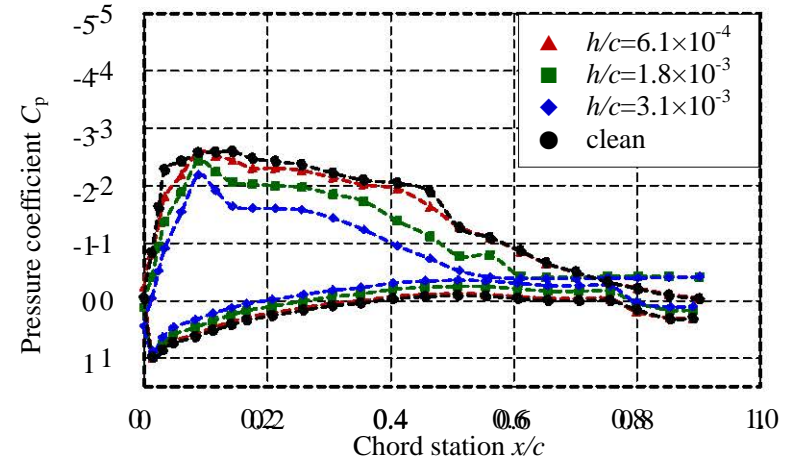


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

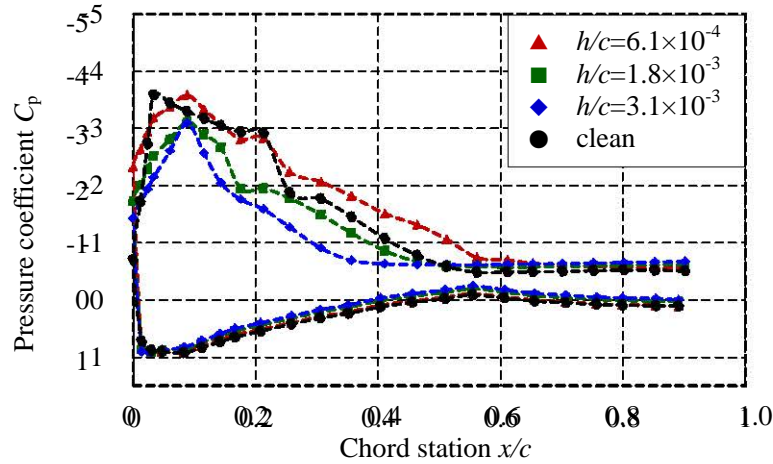
図 4.16 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)



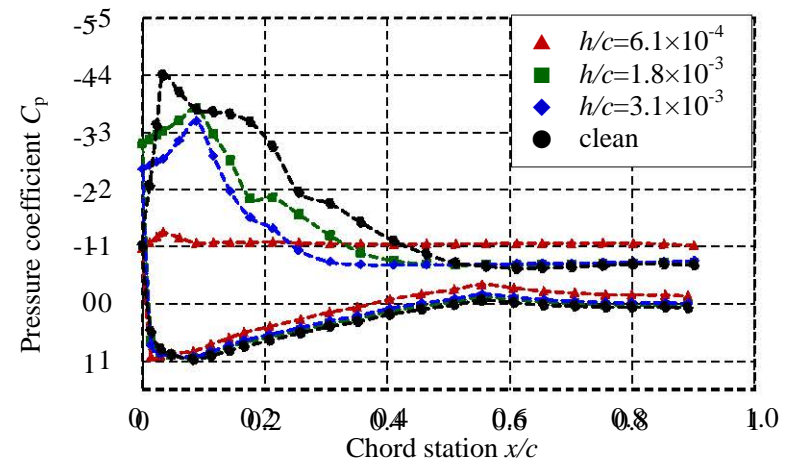
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=5^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=10^\circ$)

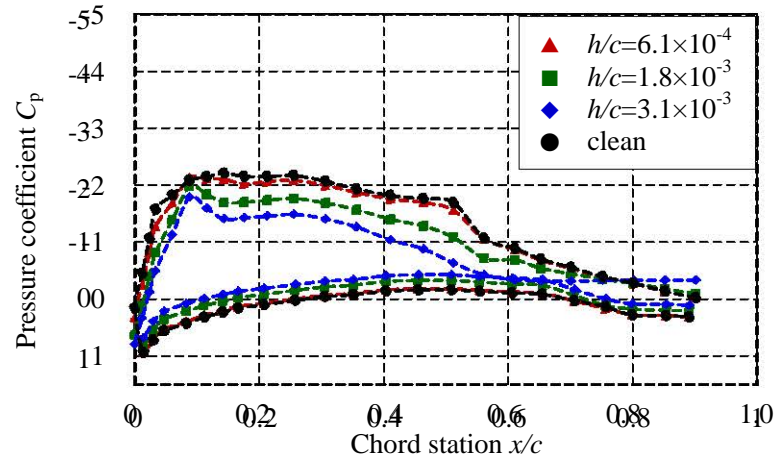


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

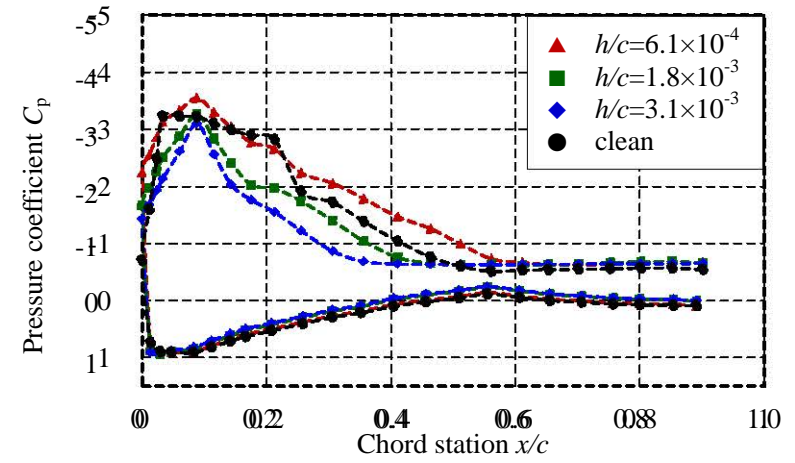


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=25^\circ$)

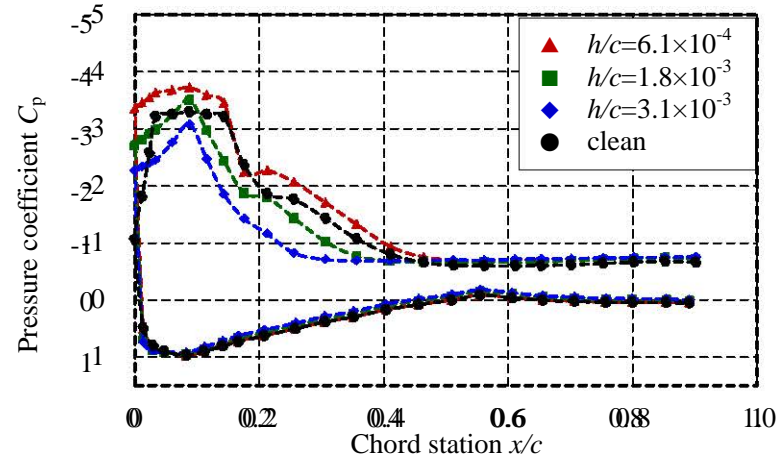
図 4.17 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)



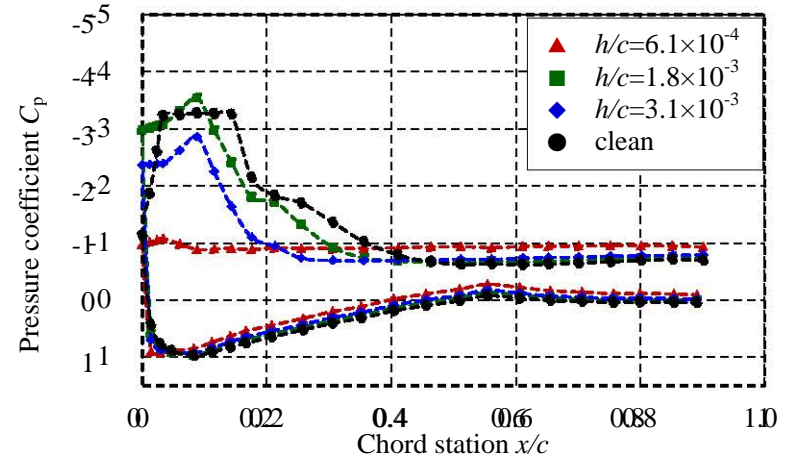
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=7^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

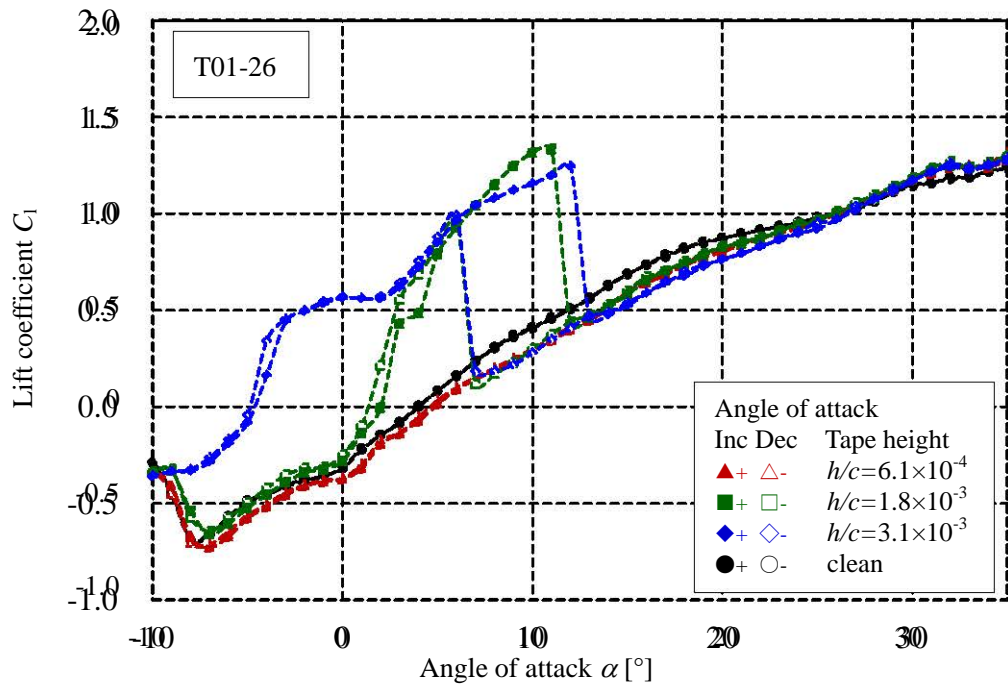


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=24^\circ$)

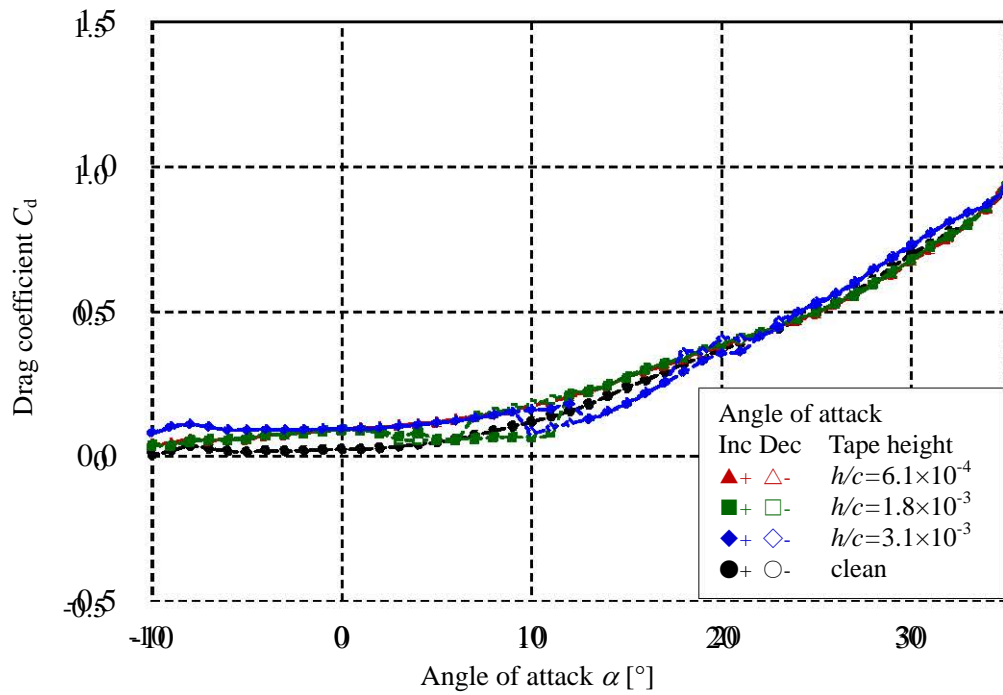


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=25^\circ$)

図 4.18 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$)



(a) 揚力係数曲線 $Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$



(b) 抗力係数曲線 ($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)

図 4.19 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

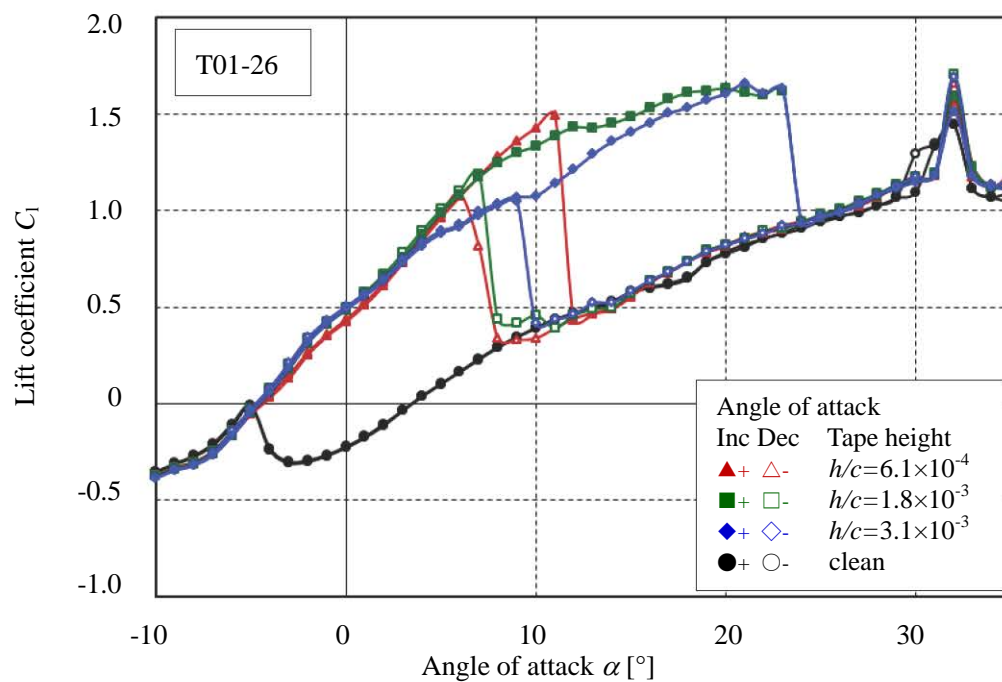
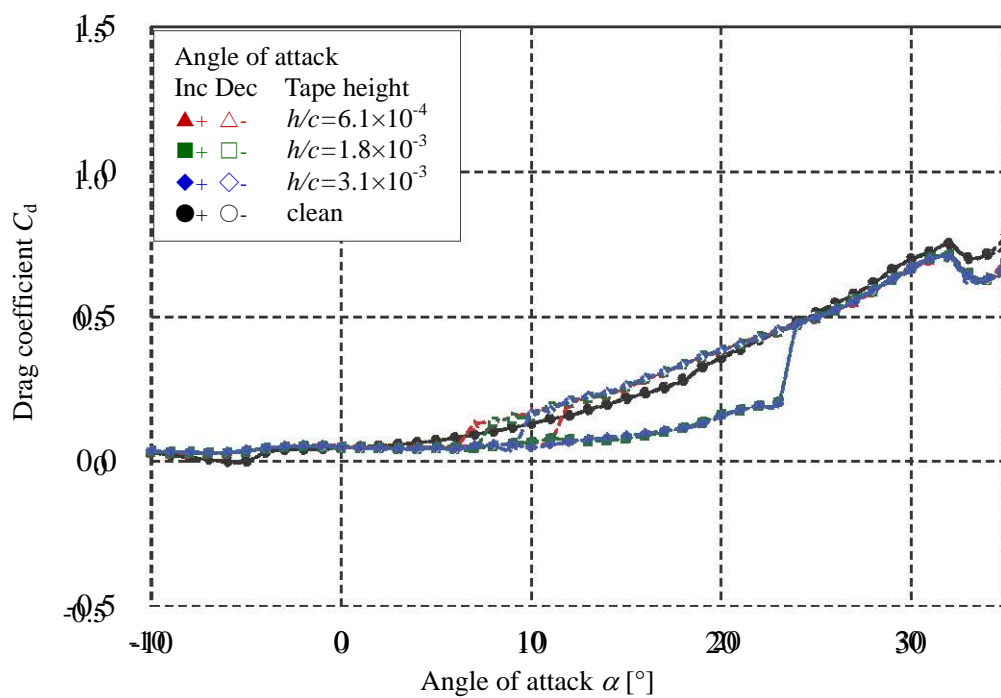
(a) 揚力係数曲線($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)(b) 抗力係数曲線($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)

図 4.20 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

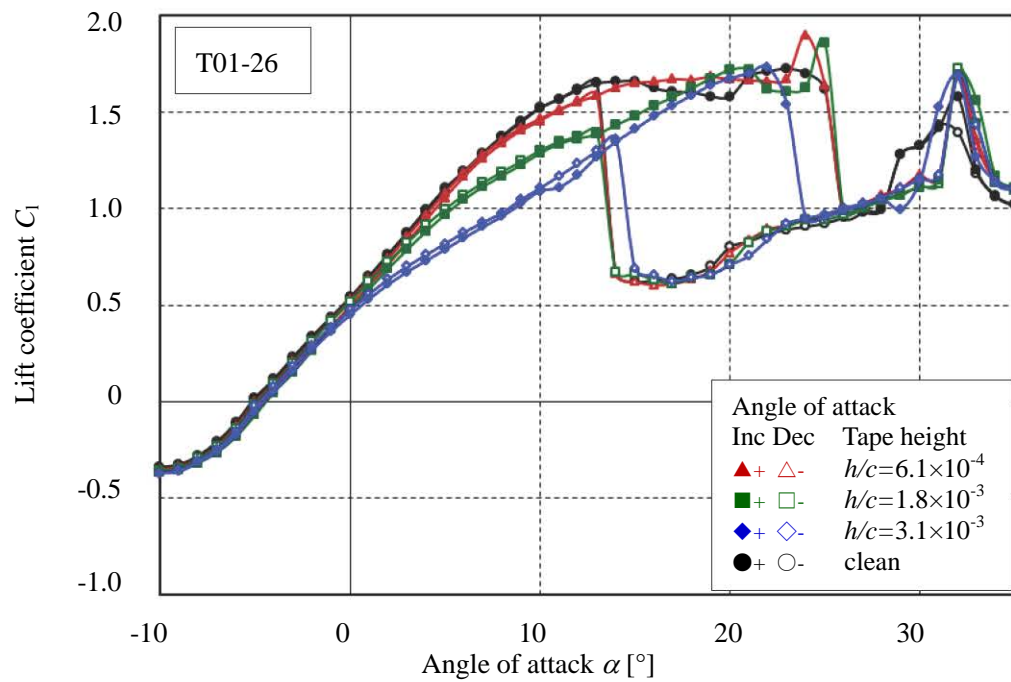
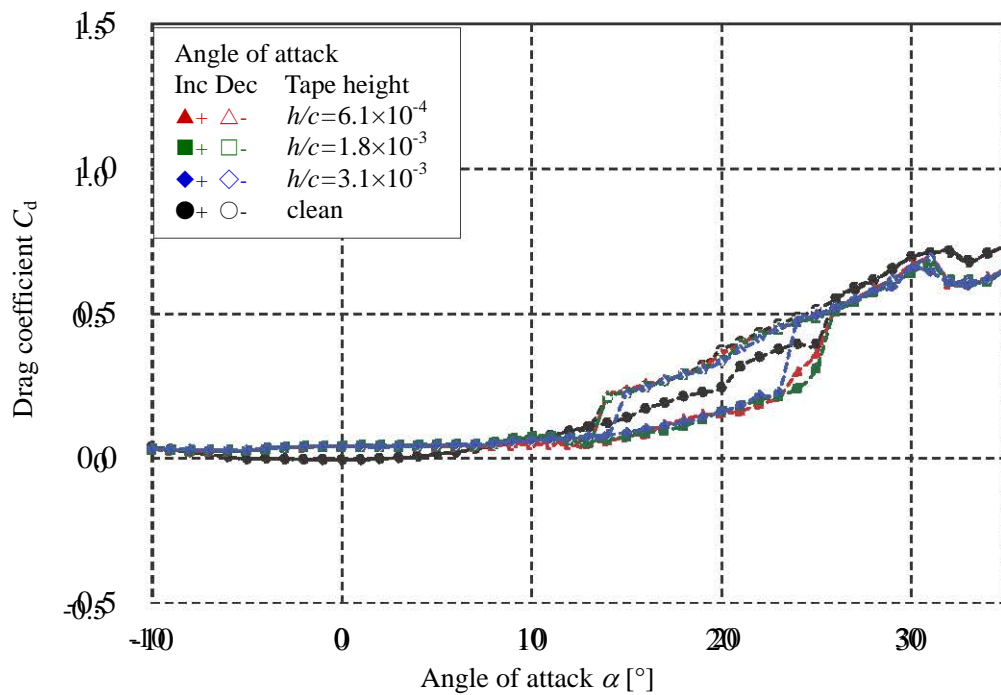
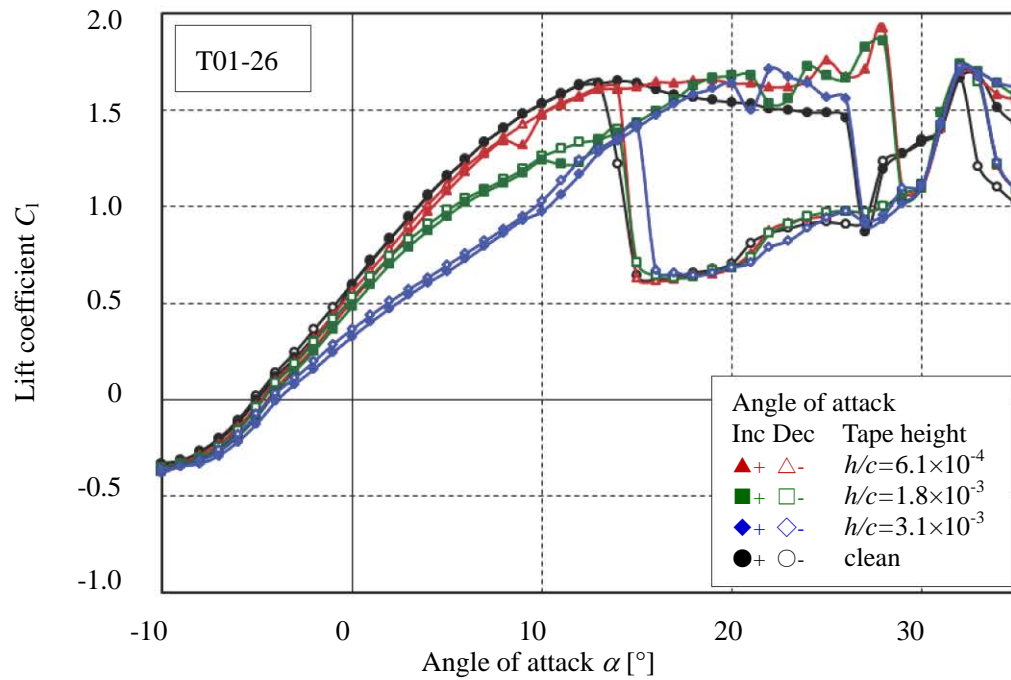
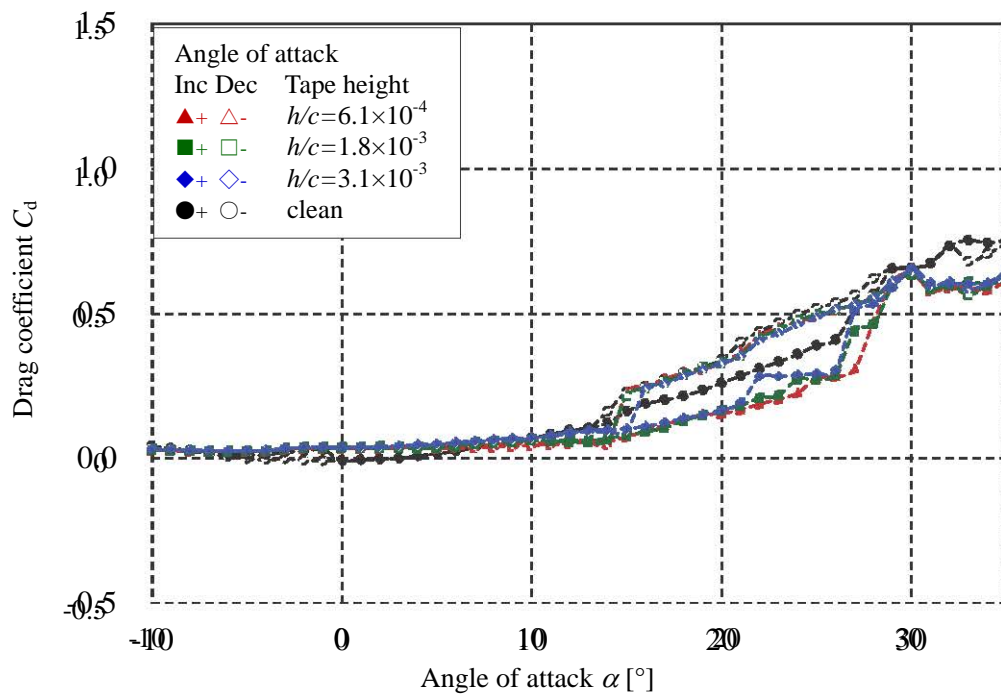
(a) 揚力係数曲線 ($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)(b) 抗力係数曲線 ($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)

図 4.21 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性

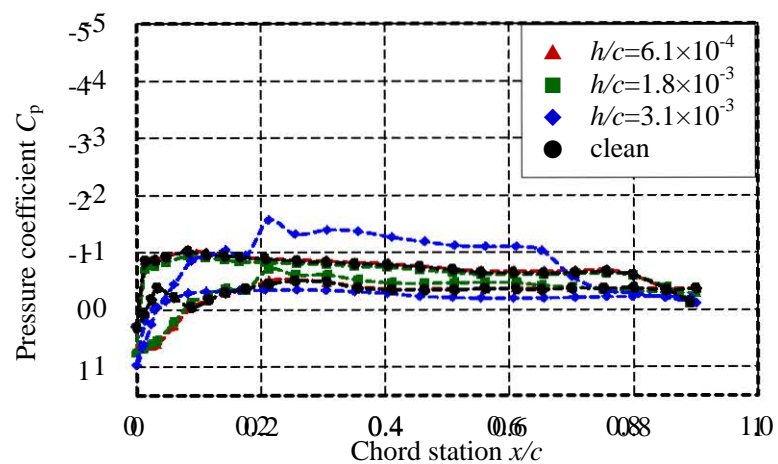


(a) 揚力係数曲線($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)

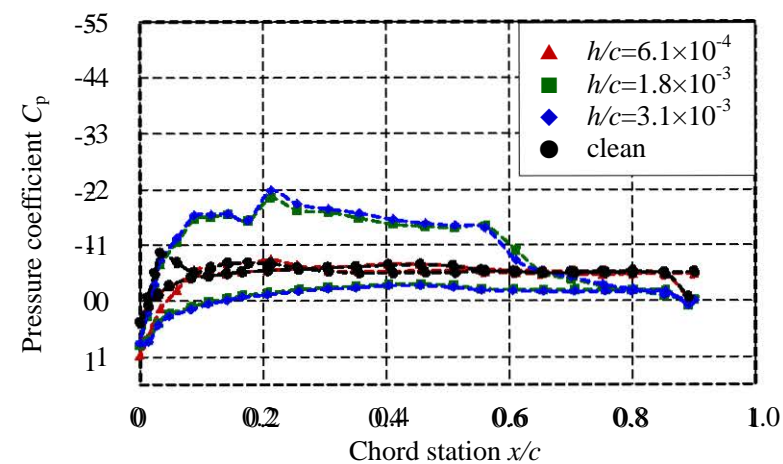


(b) 抗力係数曲線($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)

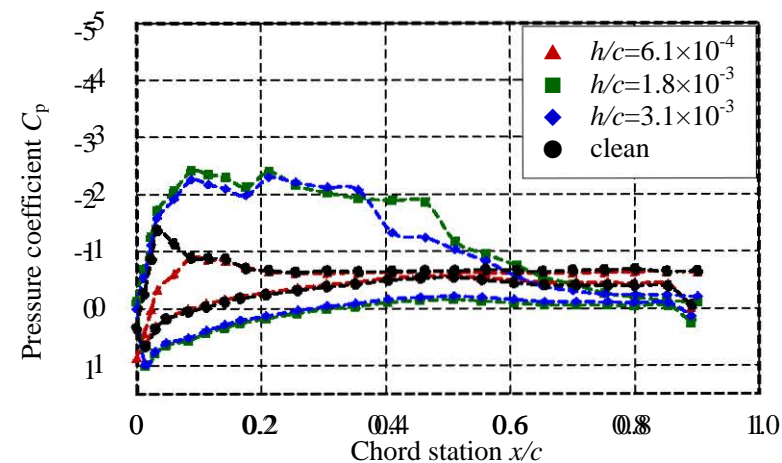
図 4.22 テープを貼付した T01-26 翼型の取り付け枚数毎の翼特性



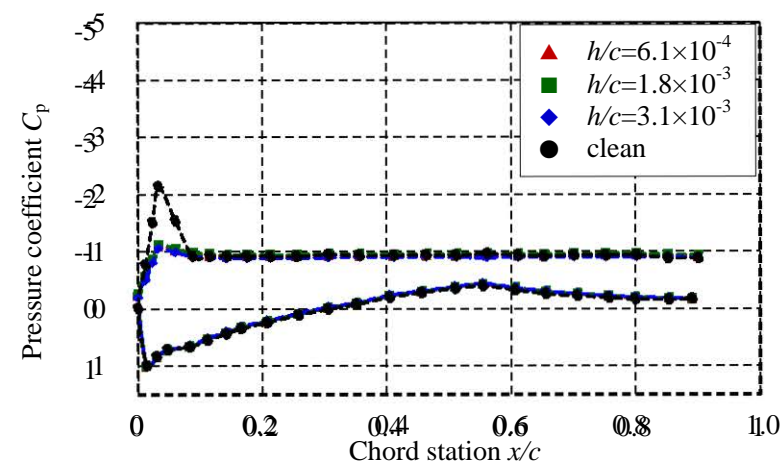
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=0^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=5^\circ$)

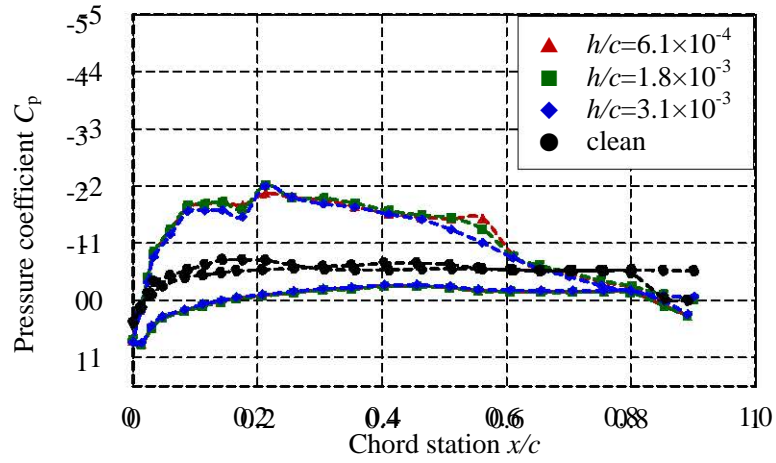


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=10^\circ$)

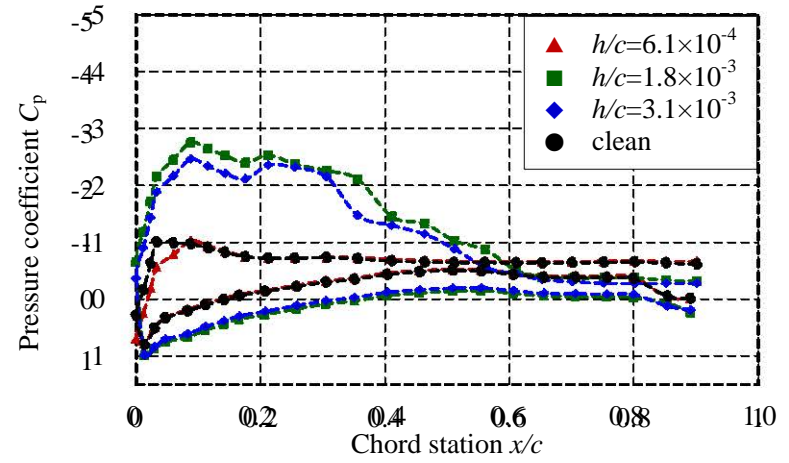


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

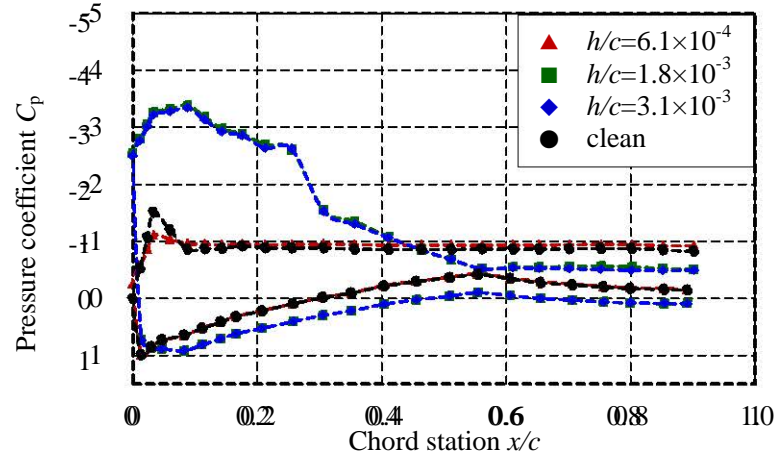
図 4.23 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=1.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)



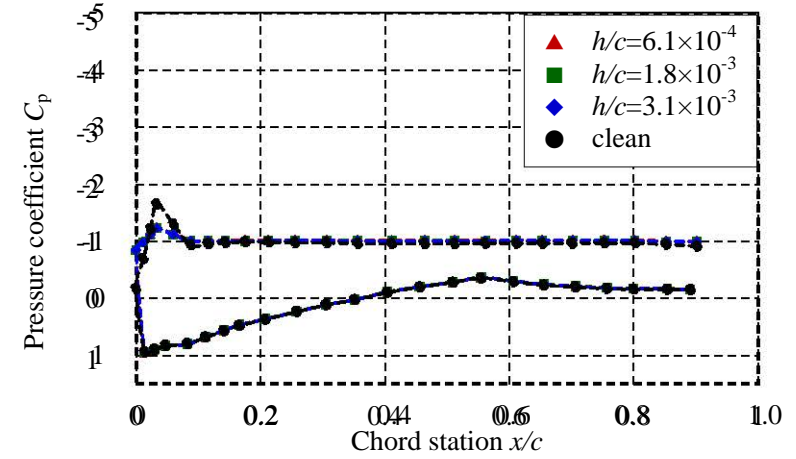
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=5^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=12^\circ$)

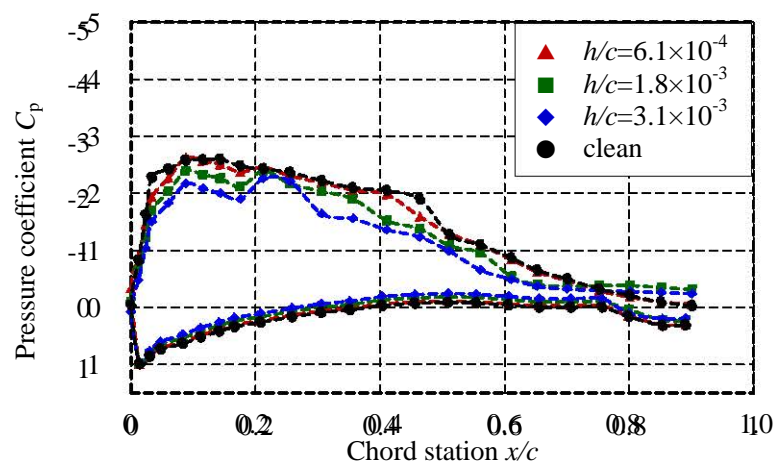


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

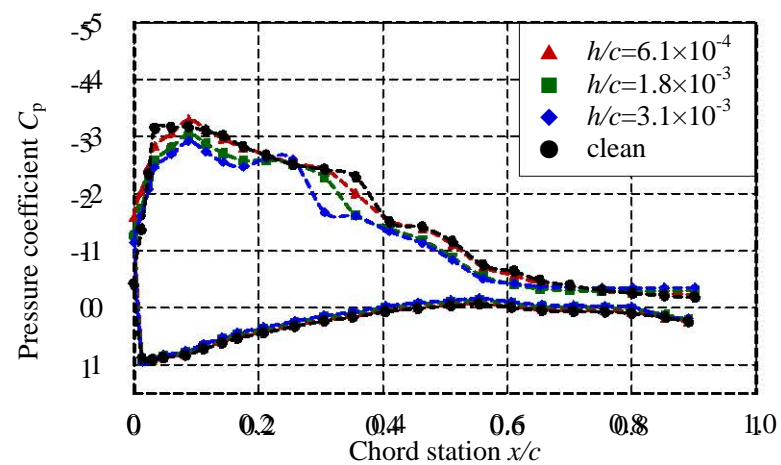


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=24^\circ$)

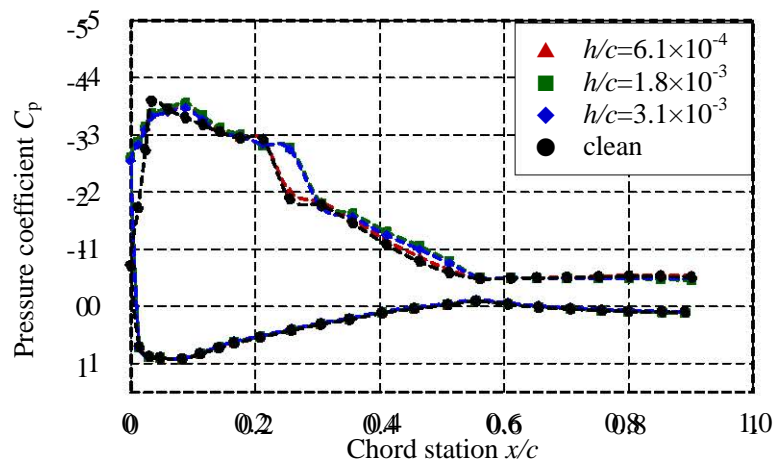
図 4.24 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)



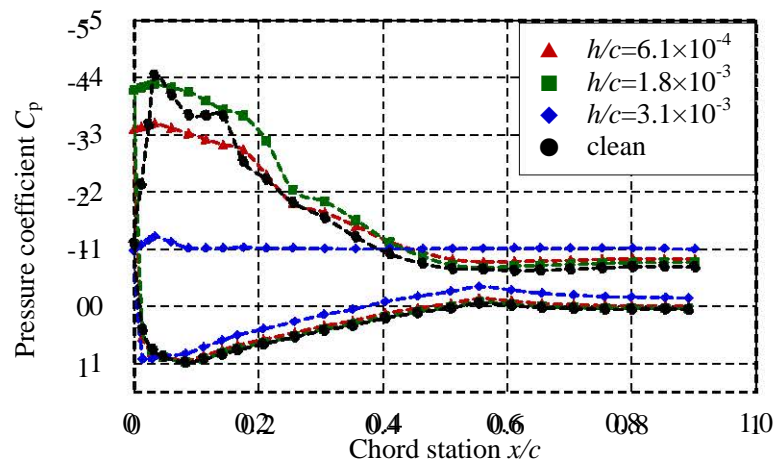
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=10^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=15^\circ$)

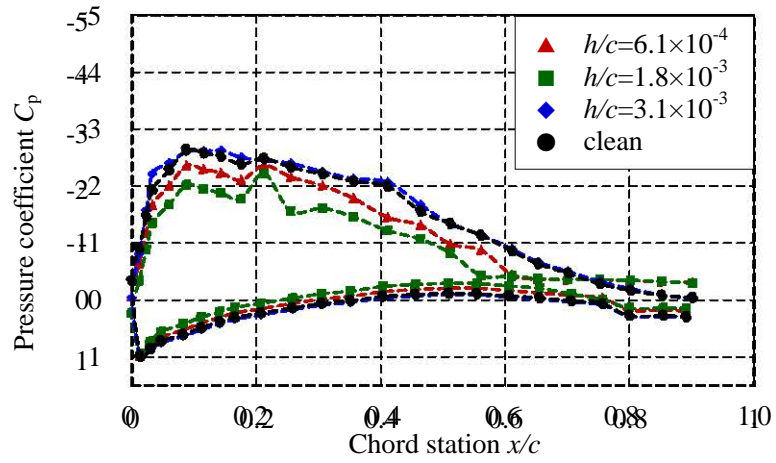


(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)

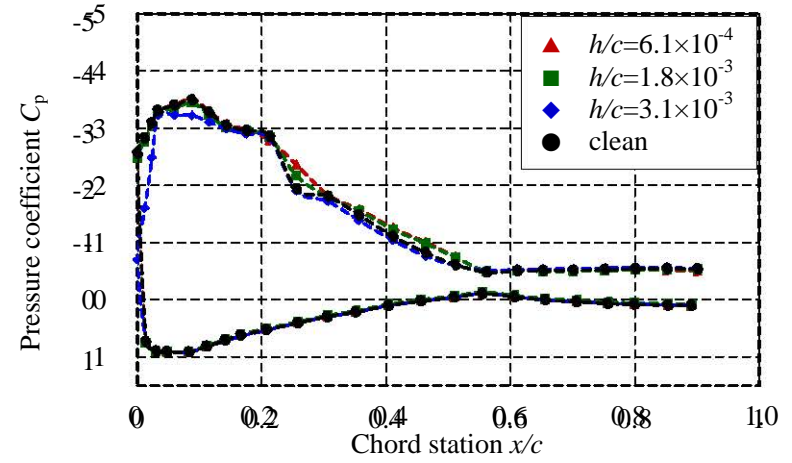


(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=25^\circ$)

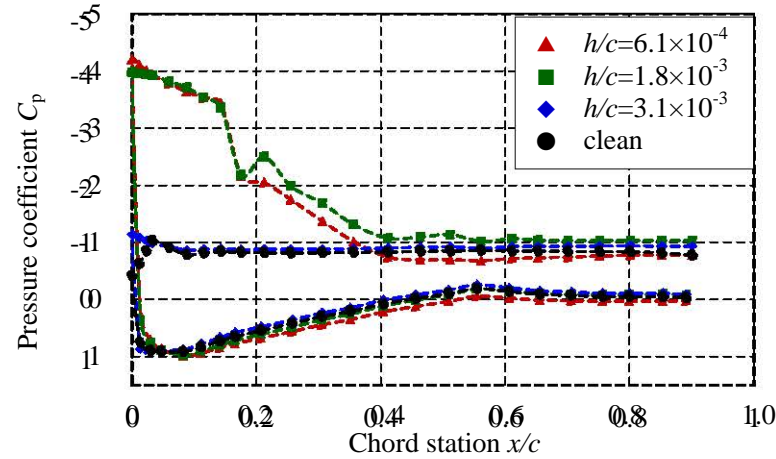
図 4.25 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)



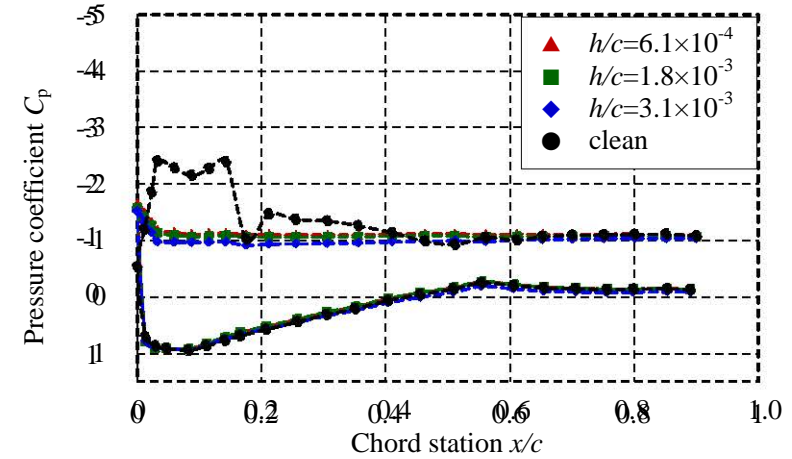
(a) 翼面圧力分布 ($\alpha=10^\circ$)



(b) 翼面圧力分布 ($\alpha=20^\circ$)



(c) 翼面圧力分布 ($\alpha=27^\circ$)



(d) 翼面圧力分布 ($\alpha=29^\circ$)

図 4.26 T01-26 翼型のテープ装着枚数毎の翼面圧力分布の比較 ($Re=2.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$)

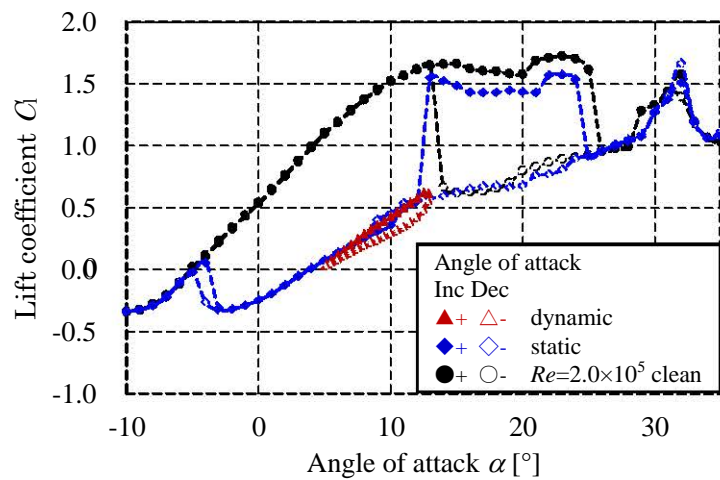


図 4.27 揚力係数の比較

($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$, テープ高さ $x/h=6.1 \times 10^{-4}$)

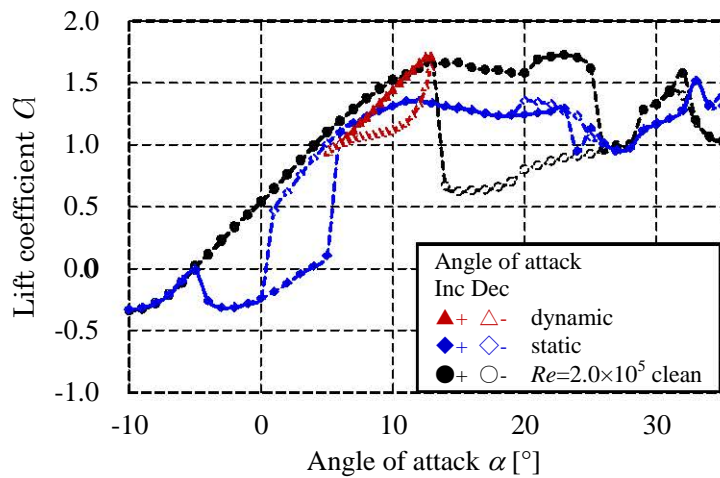


図 4.29 揚力係数の比較

($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$, テープ高さ $x/h=3.1 \times 10^{-3}$)

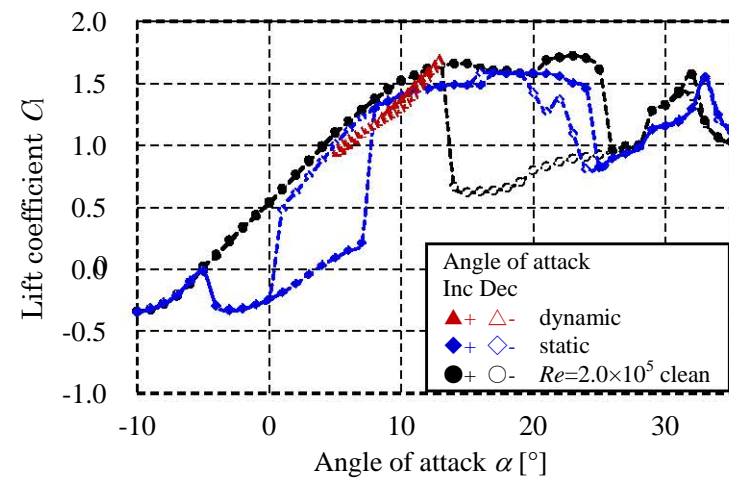


図 4.28 揚力係数の比較

($Re=1.5 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$, テープ高さ $x/h=1.8 \times 10^{-3}$)

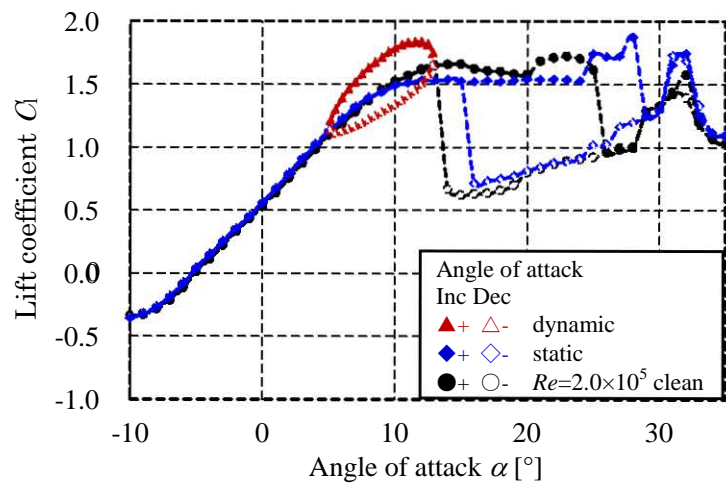


図 4.30 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$, テープ高さ $x/h=6.1 \times 10^{-4}$)

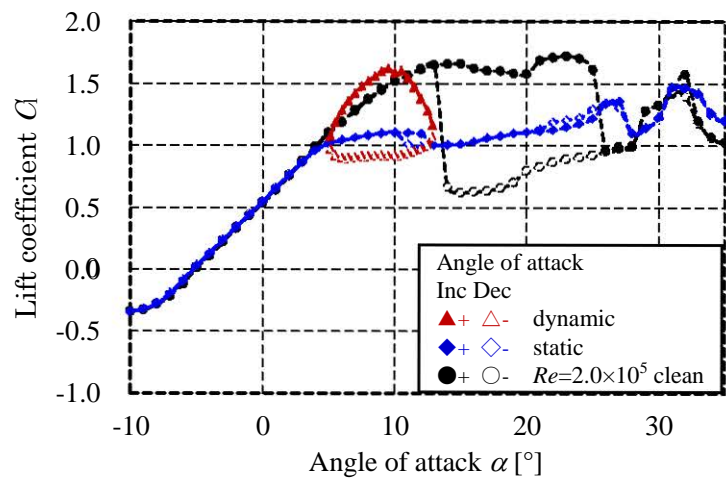


図 4.32 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$, テープ高さ $x/h=3.1 \times 10^{-3}$)

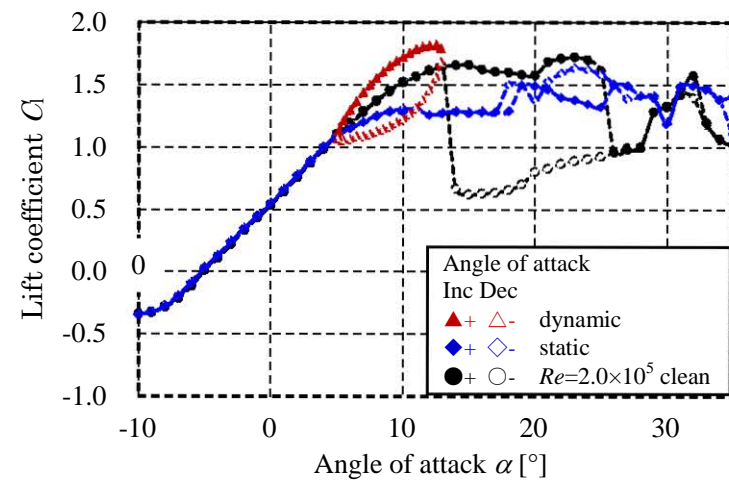


図 4.31 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.03$, テープ高さ $x/h=1.8 \times 10^{-3}$)

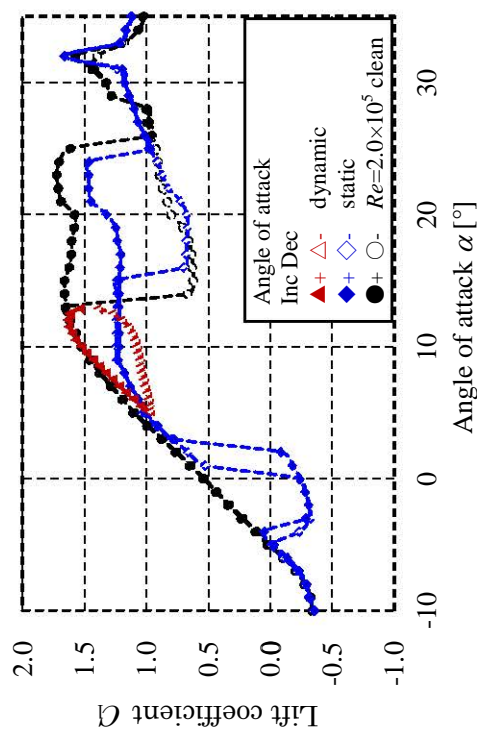


図 4.34 揚力係数の比較

($Re=1.5\times10^5$, テーブ位置 $x/c=0.07$, テーブ高さ $x/h=1.8\times10^{-3}$)

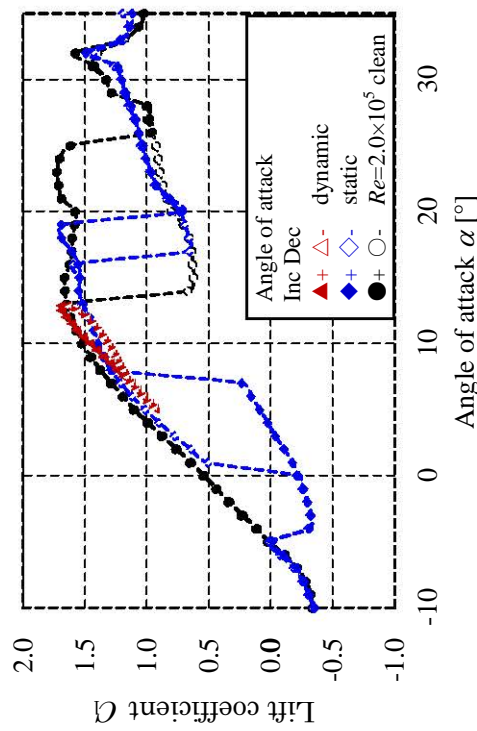


図 4.33 揚力係数の比較

($Re=1.5\times10^5$, テーブ位置 $x/c=0.07$, テーブ高さ $x/h=6.1\times10^{-4}$)

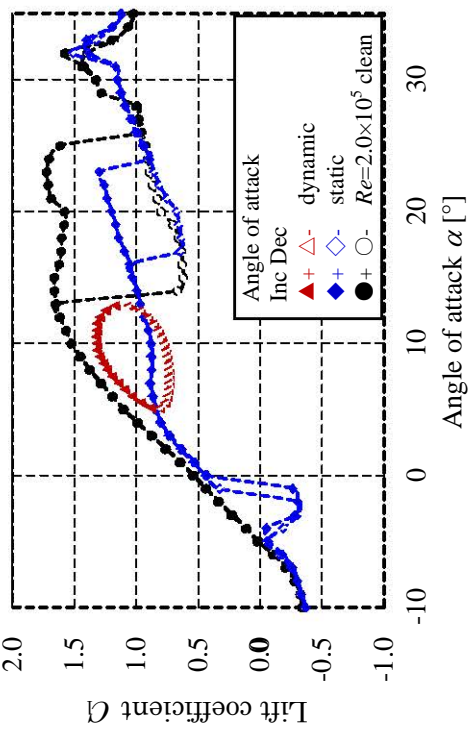


図 4.35 揚力係数の比較

($Re=1.5\times10^5$, テーブ位置 $x/c=0.07$, テーブ高さ $x/h=3.1\times10^{-3}$)

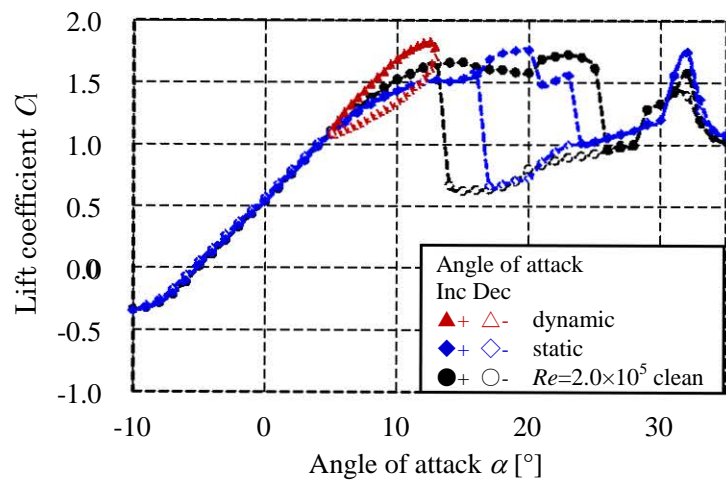


図 4.36 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$, テープ高さ $x/h=6.1 \times 10^{-4}$)

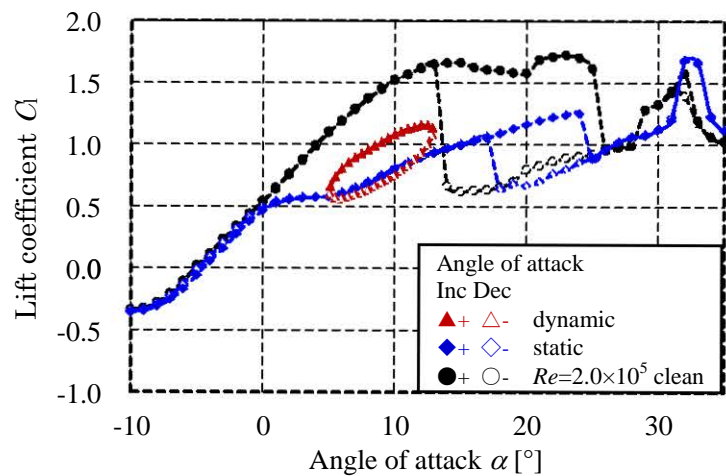


図 4.38 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$, テープ高さ $x/h=3.1 \times 10^{-3}$)

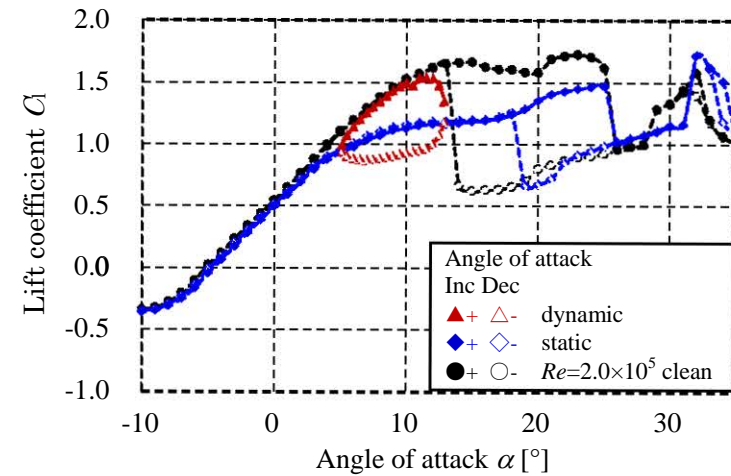


図 4.37 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.07$, テープ高さ $x/h=1.8 \times 10^{-3}$)

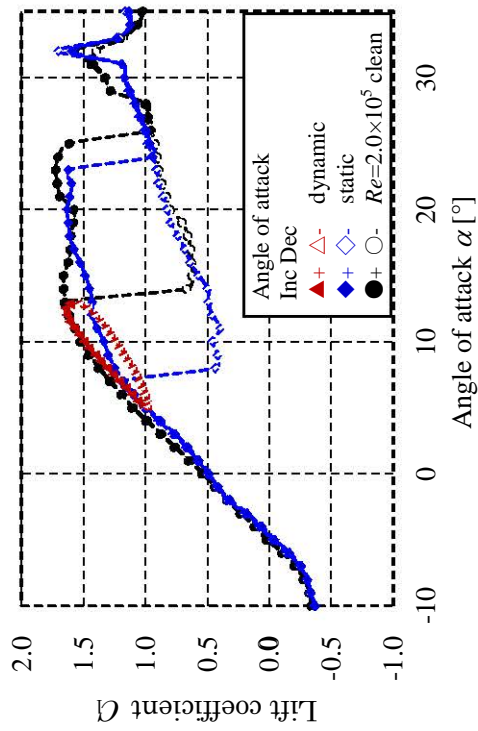


図 4.39 揚力係数の比較

($Re=1.5 \times 10^5$, テーパー位置 $x/c=0.20$, テーパー高さ $x/h=1.8 \times 10^{-3}$)

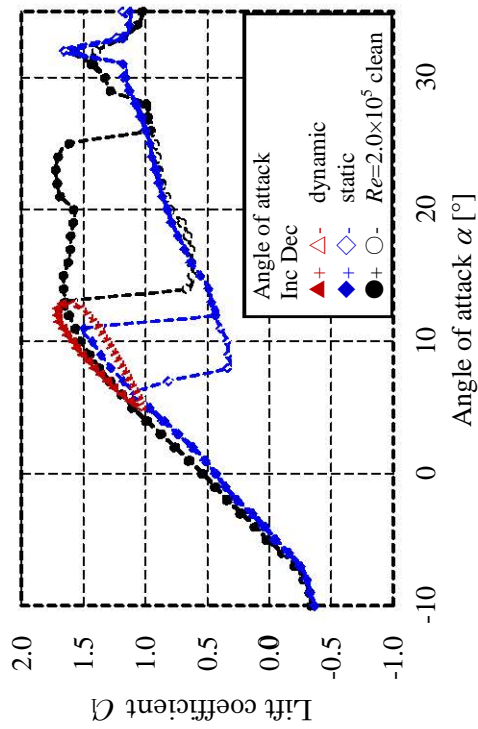


図 4.39 揚力係数の比較

($Re=1.5 \times 10^5$, テーパー位置 $x/c=0.20$, テーパー高さ $x/h=6.1 \times 10^{-4}$)

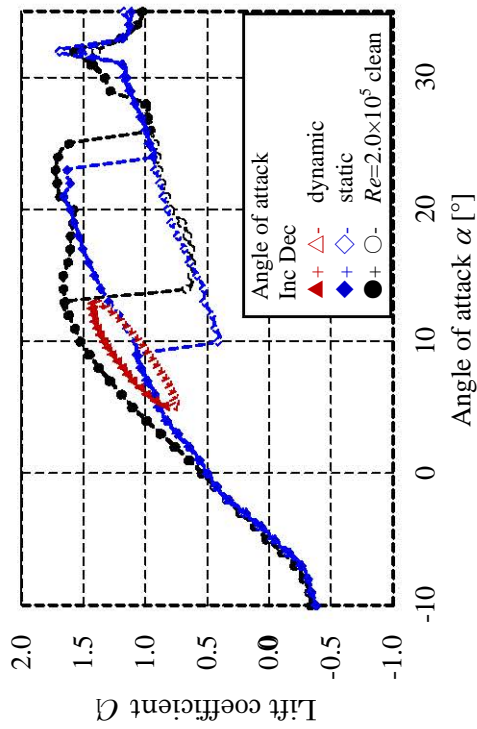


図 4.41 揚力係数の比較

($Re=1.5 \times 10^5$, テーパー位置 $x/c=0.20$, テーパー高さ $x/h=3.1 \times 10^{-3}$)

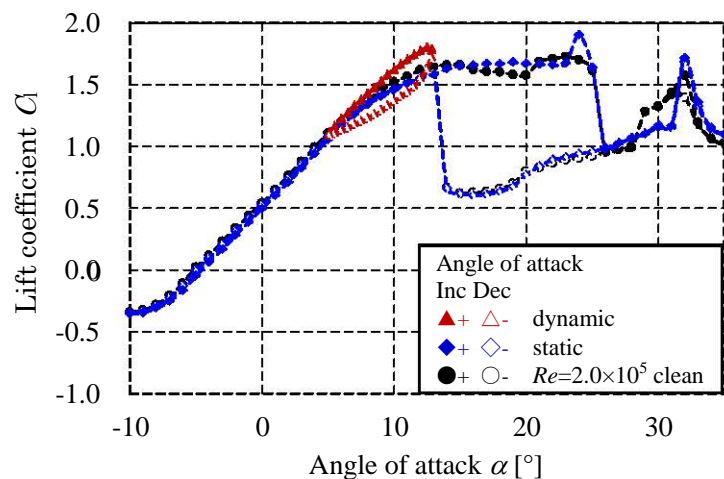


図 4.42 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$, テープ高さ $x/h=6.1 \times 10^{-4}$)

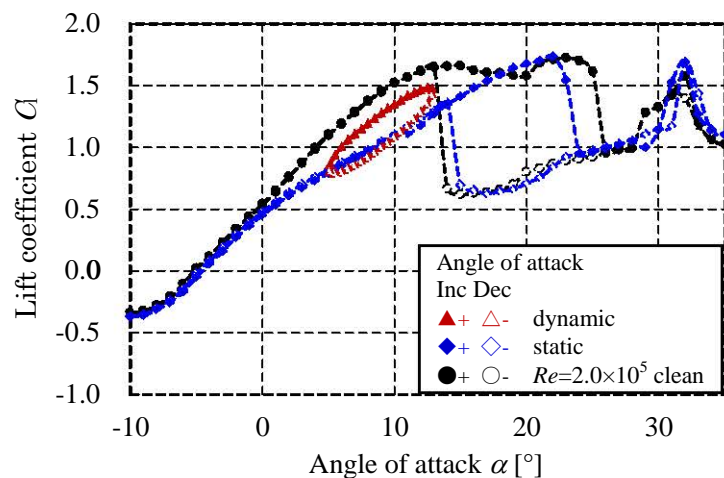


図 4.44 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$, テープ高さ $x/h=3.1 \times 10^{-3}$)

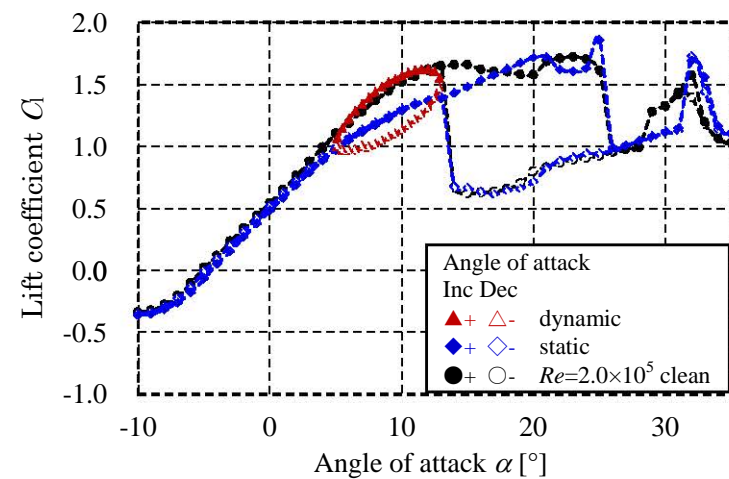


図 4.43 揚力係数の比較

($Re=2.0 \times 10^5$, テープ位置 $x/c=0.20$, テープ高さ $x/h=1.8 \times 10^{-3}$)

第5章 ロータ翼性能

本章ではテープ装着により境界層内の流れに乱れを与えた翼型を用いて風車ロータとしての性能の検証を行なう。前章では、レイノルズ数が低い場合、テープ装着が翼性能の改善に有効であることを確認した。ロータ翼に対しても同じ装着位置・装着高さのテープを装着することで翼性能の改善が見られることが期待される。本ロータ翼実験で使用するロータ翼は、翼素運動量理論により設計したテープねじり翼であり、各半径方向位置で翼弦長が異なる。このため翼面に装着するテープの翼弦長に対するスケールは二次元翼実験の場合とは異なり、各半径方向位置で変化する。本実験で用いるロータ翼は半径方向位置 50% 付近での翼弦長が二次元翼実験に用いた翼弦長と一致する。このため半径方向位置 50% での翼弦長を、ロータ翼を代表する長さスケールとしてテープ高さ h/c を決定し、考察を行なった。

5.1 供試翼の基本翼性能

図 5.1 に本実験の基準となるテープ未装着時の正対状態での出力係数を示す。縦軸が出力係数 C_{pow} 、横軸が周速比 λ を表す。固定ピッチ角のため、高周速比側から周速比が低下するにしたがい、翼素の迎角は増加する。プロットは塗りつぶしが周速比減少方向、白抜きが周速比増加方向を表す。最適周速比における各主流風速、 $r/R=0.5$ でのレイノルズ数はそれぞれ $U=9[\text{m/s}]$ でおおよそ 2.0×10^5 、 $U=7[\text{m/s}]$ でおおよそ 1.4×10^5 となる。

設計風速である主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ では周速比減少方向において、最適周速比 $\lambda=4$ 付近から $\lambda=2.3$ の広い範囲で失速せず高い出力係数を維持する。低周速比域 $\lambda < 2.3$ においては失速する。また、 $2.2 < \lambda < 2.9$ の範囲では迎角増加方向と減少方向とでヒステリシスが発生している。一方 $U=7[\text{m/s}]$ においては、 $\lambda < 3$ の低周速比域では同様の傾向を示すが、 $\lambda > 3$ で出力係数が低下する。これはレイノルズ数の低下による翼性能の低下と、ロータ翼面上の 3 次元的な流れが複雑に関係しているためと考えられる。

図 5.2 にテープ未装着時のヨー状態 ($\phi=30[^\circ]$) における出力係数を示す。グラフ軸およびプロットは図 5.1 と同様である。ヨー状態では正対状態において低周速比域で見られたヒステリシスや急な失速は現れない。これは迎角が絶えず変動することによって、1 回転中に失速と失速回復が起こり、翼性能に対して回転による迎角の周期的な変化の影響が周速比変化による迎角の変化の影響より大きいためと考えられる。

5.2 テープ装着時のロータ翼性能

5.2.1 $x/c=0.03$ に装着した場合

5.2.1.1 正対状態での出力性能

(a) 主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ の場合

図 5.3 に主流風速 $U=9[\text{m/s}]$, $x/c=0.03$ にテープを装着したロータ翼における正対状態での出力係数を示す。プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にそれぞれテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す。

テープ高さを増加させるとともに, 失速する周速比よりも高周速比側での出力係数が低下する。一方失速する周速比よりも低周速比側では, テープ高さが増加するほど周速比増加方向の C_{pow} は高い値を示す。これは第 4 章に示したように, 非失速状態の翼型にテープを装着した場合は, テープ高さが増すごとに翼性能が低下し, 失速状態にある翼型にテープを装着した場合には失速状態から回復するためと考えられる。

ロータ翼実験は主流風速を一定とし, 回転数を変化させることにより周速比を変化させている。したがって高周速比側では高レイノルズ数, 低周速比側では低レイノルズ数となる。そのため, 周速比が変化すると翼のレイノルズ数も変化し, テープの高さによる効果がレイノルズ数によって変わると考えられる。

また, テープ高さが増加するとともに低周速比域における出力係数のヒステリシスが小さくなる。これは二次元翼実験によるテープ高さ増加時の傾向と同様である。よってロータ翼においても二次元翼における翼性能と同様の傾向を示すと言える。

(b) 主流風速 $U=7[\text{m/s}]$ の場合

図 5.4 に主流風速 $U=7[\text{m/s}]$, $x/c=0.03$ にテープを装着したロータ翼における正対状態での出力係数を示す。プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す。主流風速 $U=7[\text{m/s}]$ では, 同じ周速比に対するロータの回転速度は $U=9[\text{m/s}]$ 時に比べ遅い。このため同じ周速比でも, レイノルズ数は低い状態となる。

図 5.4 よりテープ装着時では, 未装着時に比べ高周速比側での出力係数が向上している。これは低レイノルズ数領域におけるテープ装着の効果が現れたためと考えられる。テープ未装着時では主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ に比べ性能が大きく落ちているのに対し, テープ装着時では高い出力係数を維持する。これよりテープの装着が, レイノルズ数の低下による翼性能の低下を防ぐ目的を十分果たしていることがわかる。

5.2.1.2 ヨー状態での出力性能

(a)主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ の場合

図 5.5 に主流風速 $U=9[\text{m/s}]$, $x/c=0.03$ にテープを装着したロータ翼におけるヨー状態での出力係数を示す. プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にそれぞれテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す.

ヨー状態も 3 つのテープ高さにおいて中間の $h/c=1.8\times 10^{-3}$ で一番性能低下が少ない. これは正面の $U=7[\text{m/s}]$ でも見られている. これはレイノルズ数やテープの翼弦長 c に対する相対高さが翼スパン方向において異なり, レイノルズ数に対するテープの最適高さが半径方向にうまく合っていないためと考えられる. また, 正対時において見られた周速比増加方向と減少方向におけるヒステリシスは見られない.

(b)主流風速 $U=7[\text{m/s}]$ の場合

図 5.6 に主流風速 $U=7[\text{m/s}]$, $x/c=0.03$ にテープを装着したロータ翼におけるヨー状態での出力係数を示す. プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にそれぞれテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す.

すべてのテープ高さにおいて出力係数の向上が見られる. 主流風速が 9m/s の場合と同様, $h/c=1.8\times 10^{-3}$ で最も効果が高い.

5.2.2 $x/c=0.20$ に装着した場合

5.2.2.1 正対状態での出力性能

(a)主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ の場合

図 5.7 に主流風速 $U=9[\text{m/s}]$, $x/c=0.20$ にテープを装着したロータ翼における正対状態での出力係数を示す. プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す.

$h/c=6.1\times 10^{-4}$ のテープ装着により, テープ未装着時に比べ出力係数の最大値が向上した. その他のテープ高さでは, テープ未装着時に比べ出力係数の最大値が低下した. 周速比減少方向において, テープ装着により低周速比域($2.4<\lambda<2.7$)での失速が早くなる.

周速比増加方向と減少方向の経路差によるヒステリシスは, テープ高さが増加するとともに縮小する傾向にある.

(b)主流風速 $U=7[\text{m/s}]$ の場合

図 5.8 に主流風速 $U=7[\text{m/s}]$, $x/c=0.20$ にテープを装着したロータ翼における正対状態での出力係数を示す. プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す.

テープ装着により, 高周速比域($3.0<\lambda<5.0$)付近の出力係数が大幅に向上した. 一方で, テープ高さ $h/c=6.1\times 10^{-4}$ および $h/c=1.8\times 10^{-3}$ において周速比増加方向と減少方向の経路差によ

るヒステリシスは、テープ未装着時に比べ大きく、出力係数の回復が遅れる。

5.2.2.2 ヨー状態での出力性能

(a)主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ の場合

図 5.9 に主流風速 $U=9[\text{m/s}]$, $x/c=0.20$ にテープを装着したロータ翼におけるヨー状態での出力係数を示す。プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す。

ヨー状態においても正対時と同様にテープ高さ $h/c=6.1\times 10^{-4}$ において出力係数の最大値が増加した。低周速比域($1.6<\lambda<2.2$)付近では、テープ高さが最大の $h/c=3.1\times 10^{-3}$ において出力係数が向上している。ヨー状態となることで、正対時のような明確な失速は見られない。

(b)主流風速 $U=7[\text{m/s}]$ の場合

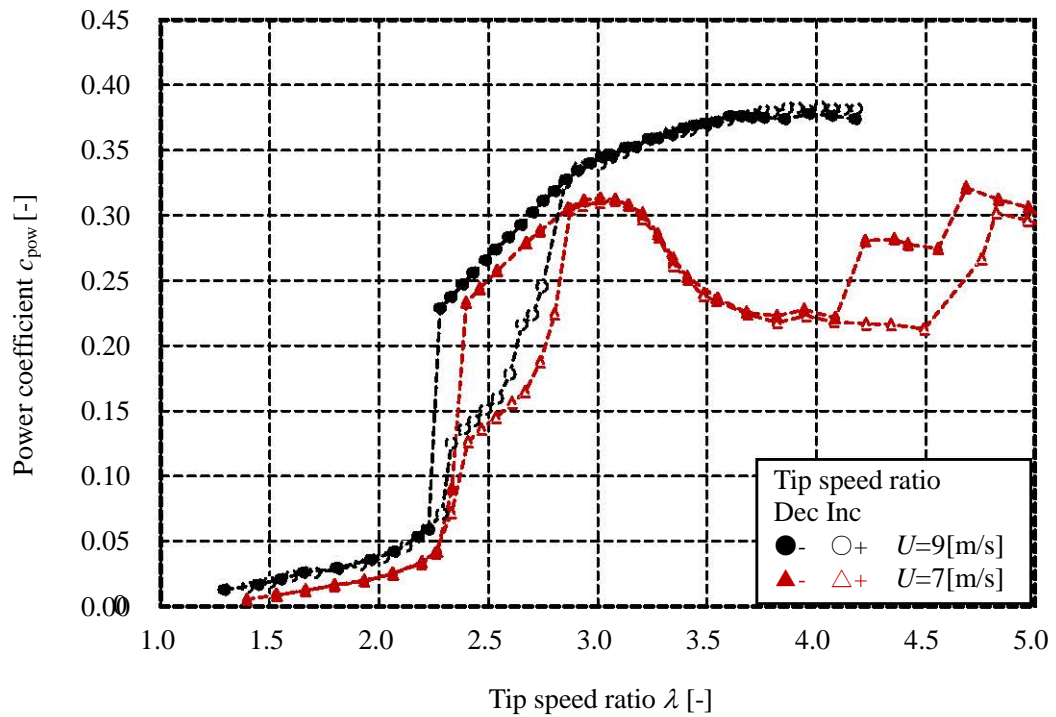
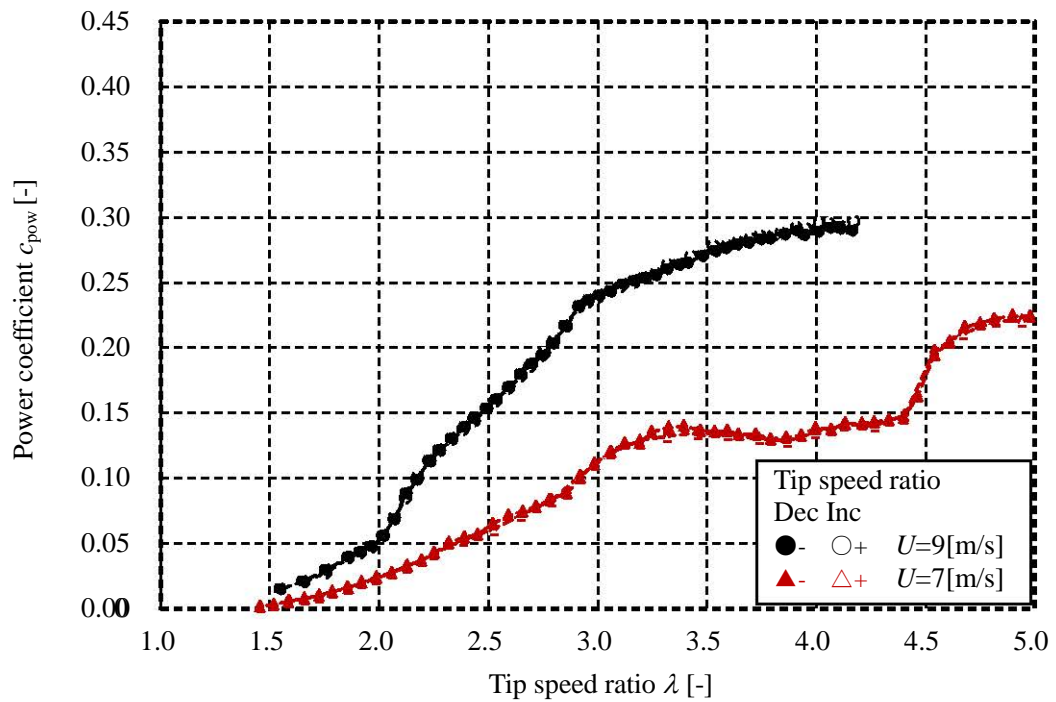
図 5.10 に主流風速 $U=7[\text{m/s}]$, $x/c=0.20$ にテープを装着したロータ翼におけるヨー状態での出力係数を示す。プロットは黒, 赤, 緑, 青の順にテープ未装着時, $h/c=6.1\times 10^{-4}$, 1.8×10^{-3} , 3.1×10^{-3} のテープ高さのテープを装着したロータを示す。

テープ装着により、テープ未装着時に比べ出力係数が大きく向上している。出力係数の最大値はテープ高さが増加するとともに低下する。周速比低下による失速はテープ高さが低いほど早い。

5.3 出力係数のまとめ

ロータ翼にテープを装着した場合、半径方向位置 $r/R=0.5$ において、二次元翼実験において失速状態を示す $Re=1.5\times 10^5$ に近い $U=7[\text{m/s}]$ で出力係数が大きく向上した。

ロータ翼においては、ロータ翼が流体から受ける三次元効果や翼スパン方向のレイノルズ数の違い、一様高さのテープを取り付けたことによるテープの無次元高さの違いがある。このように多くの要因が重なり合う状態では現象は複雑であるが、主流風速 U やテープ高さを様々に変えてロータ性能が向上する条件を抽出した。また二次元翼実験より、同じ取付け位置においてもテープ装着の効果はレイノルズ数により異なることが確認できた。したがってテープの取付け位置や高さ自体よりも、低レイノルズ数においての出力係数が向上したことに意義があると考える。

図 5.1 T01-26 の各風速における出力係数曲線の比較 ($\phi=0$)図 5.2 T01-26 の各風速における出力係数曲線の比較 ($\phi=30$)

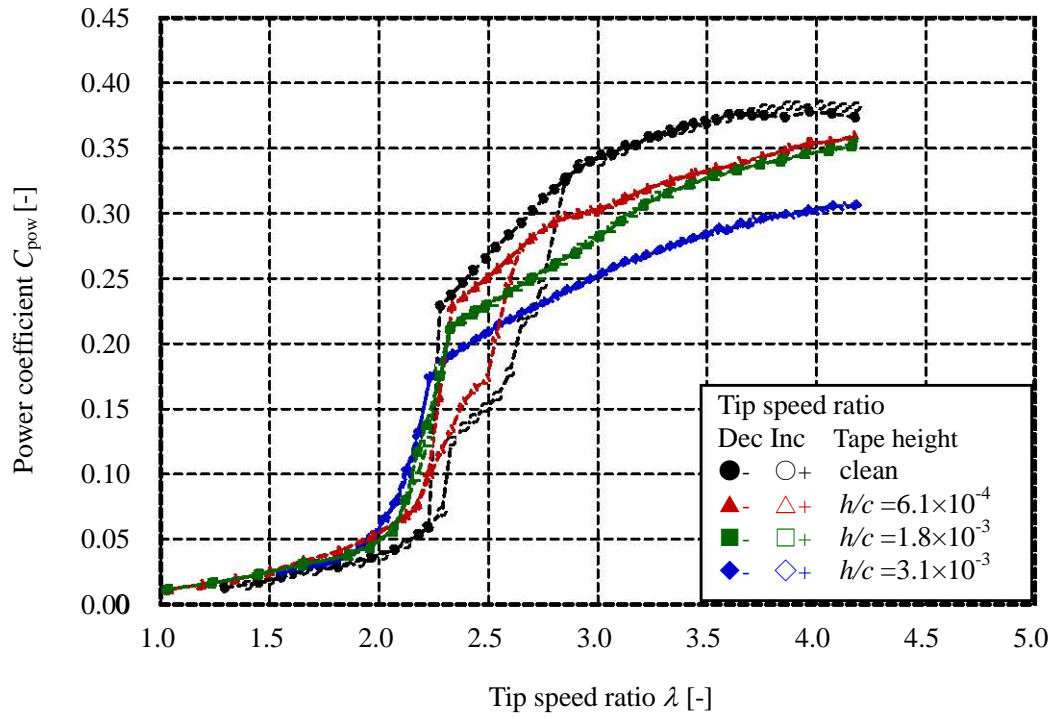


図 5.3 T01-26 のテープ位置 $x/c=0.03$ における出力係数曲線 ($\phi=0$, $U=9$ [m/s])

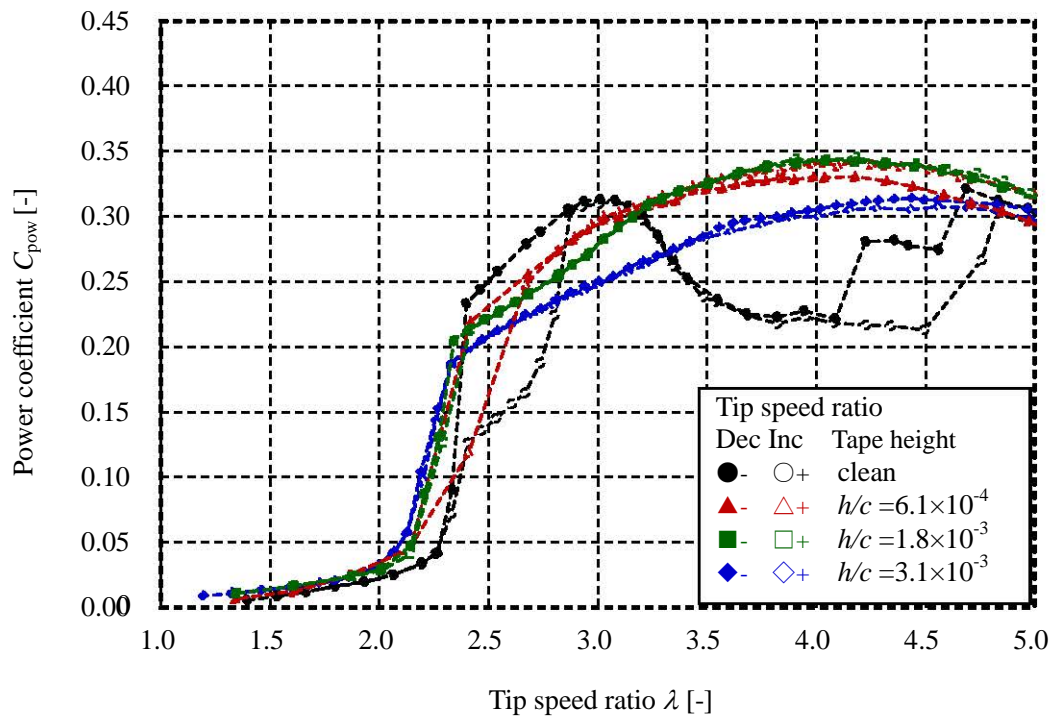


図 5.4 T01-26 のテープ位置 $x/c=0.03$ における出力係数曲線 ($\phi=0$, $U=7$ [m/s])

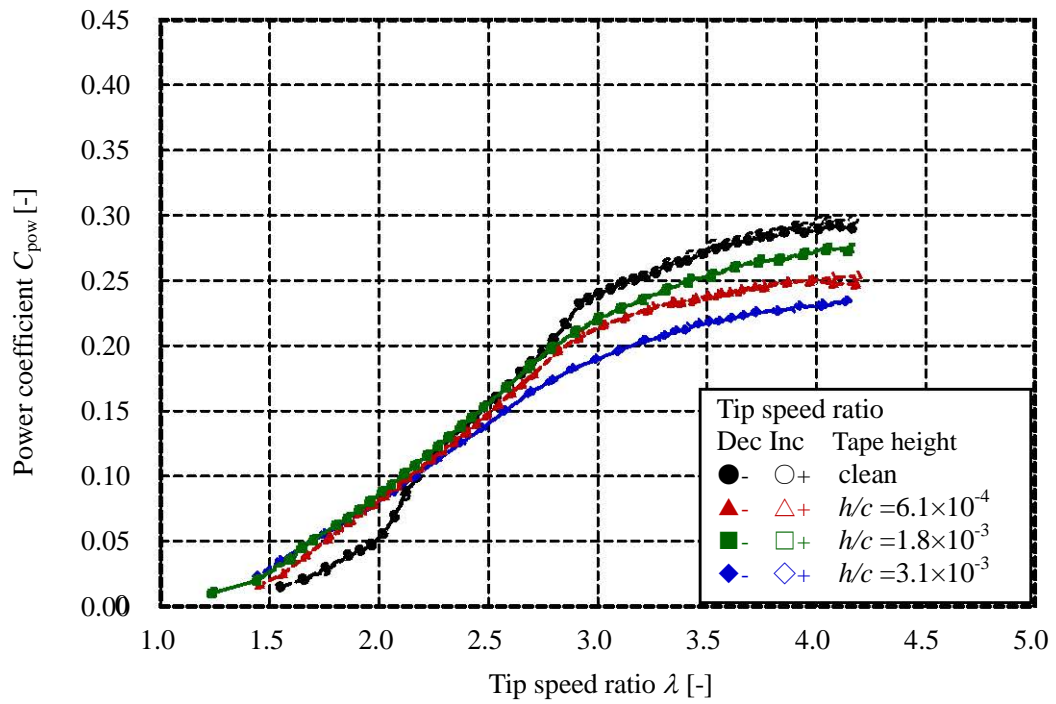


図 5.5 T01-26 のテープ位置 $x/c=0.03$ における出力係数曲線 ($\phi=30$, $U=9[\text{m/s}]$)

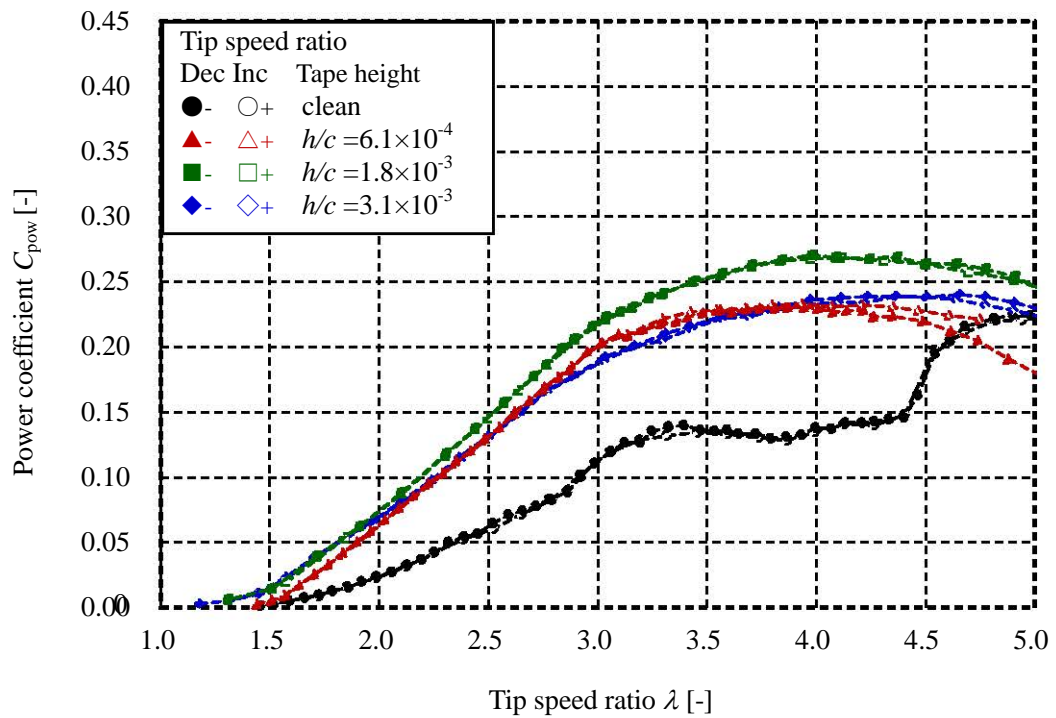


図 5.6 T01-26 のテープ位置 $x/c=0.03$ における出力係数曲線 ($\phi=30$, $U=7[\text{m/s}]$)

図 5.8 T01-26 のターボ位置 $x/c=0.20$ における出力係数曲線 ($\phi=0, U=7[m/s]$)

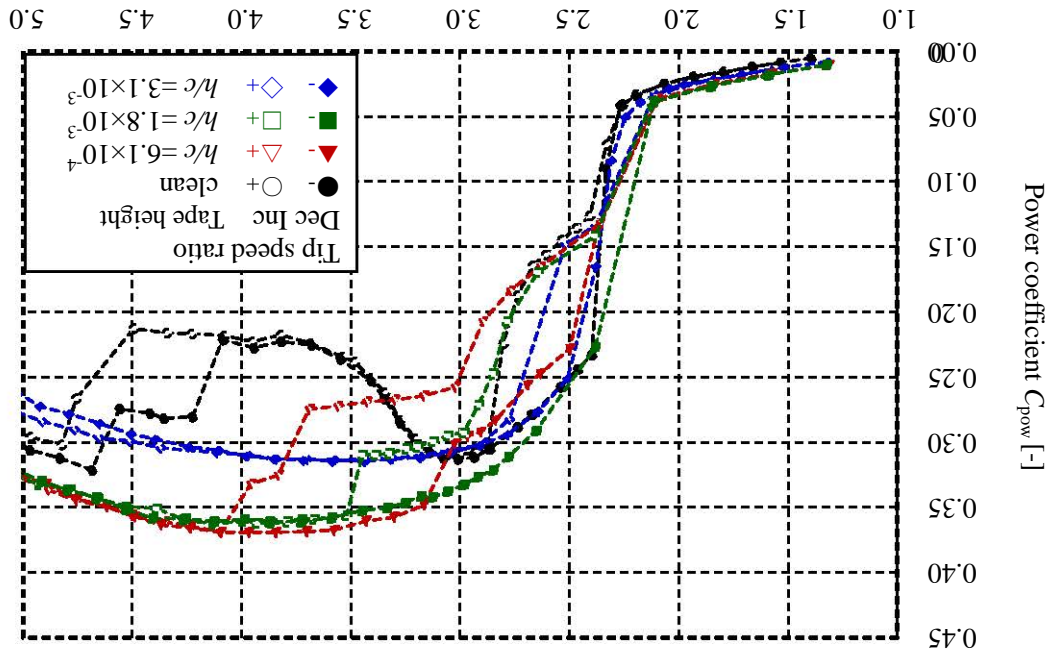
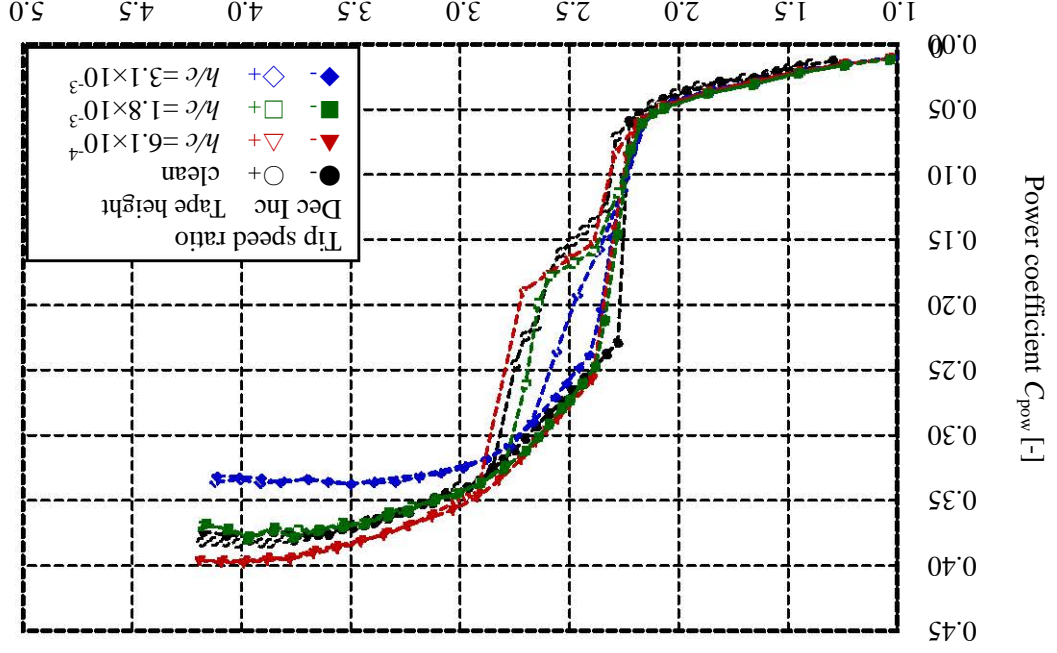


図 5.7 T01-26 のターボ位置 $x/c=0.20$ における出力係数曲線 ($\phi=0, U=9[m/s]$)



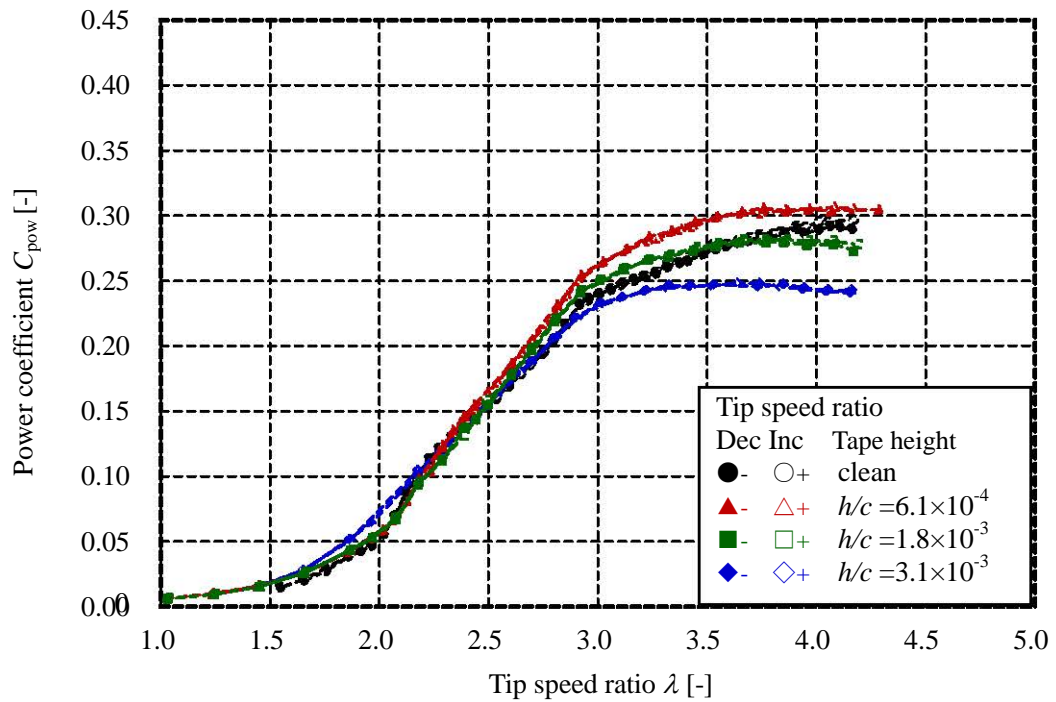


図 5.9 T01-26 のテープ位置 $x/c=0.20$ における出力係数曲線 ($\phi=30$, $U=9$ [m/s])

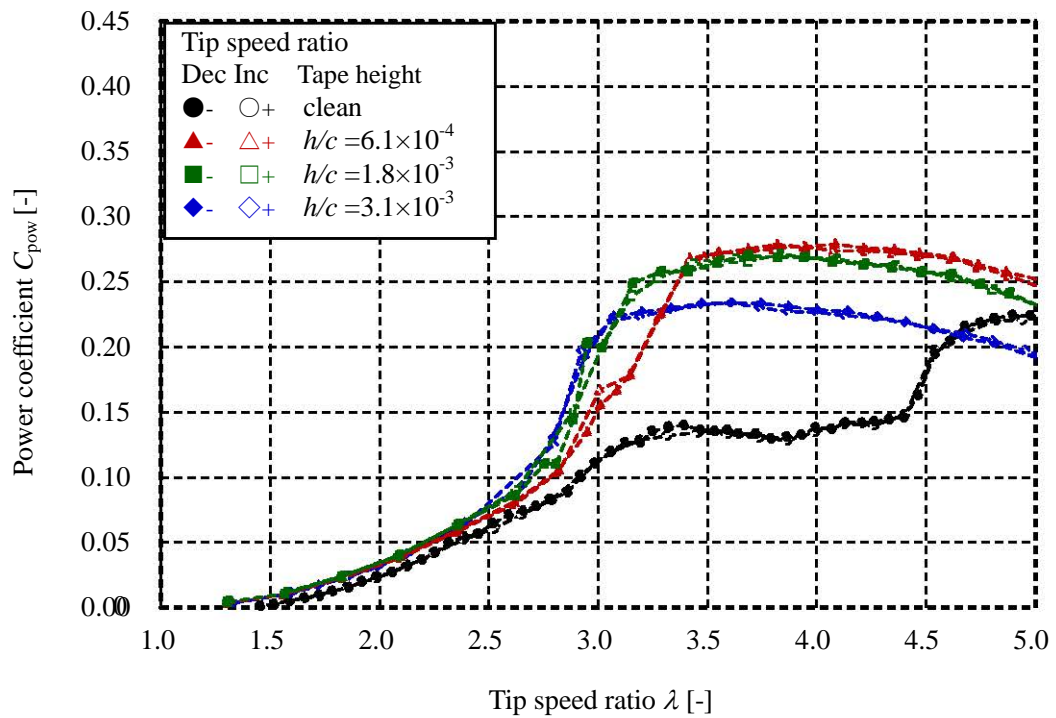


図 5.10 T01-26 のテープ位置 $x/c=0.20$ における出力係数曲線 ($\phi=30$, $U=7$ [m/s])

第6章 変動風況に対する発電量の試算

6.1 はじめに

T01-26 は低レイノルズ数において翼性能が大きく低下する．そこで本研究では，翼面にテープを装着することによって低レイノルズ数域における翼性能の改善を試みた．本研究の目的は，高レイノルズ数域において広い迎角範囲でも失速しない T01-26 を，低レイノルズ数域に対しても性能を維持させることである．低レイノルズ数域における失速状態からの性能改善については，第4章にて示した．本章では他の翼型との発電量比較を行なうことにより，低レイノルズ数域で T01-26 を適用することの優位性を検証する．

本章では，テープを装着した翼の変動風況に対する発電量の試算を行う．本試算は，ロータ直径 $D=1.8[\text{m}]$ ，定格出力 500W の水平軸風力タービンを想定している．風速変動関数には，IEC により規定されているガストモデルを用いた．風車回転数はそれぞれガスト流入前風速に対して最適周速比となる回転数とした．風速変動周期は風車の回転数制御のタイムスケールに対して十分短いと仮定し，風車回転数は風速変動に対して変化しないものとした．試算に用いる出力係数は実験により得たものである．

試算した発電量の比較のために，デルフト工科大学で開発された DU93-W-210 を用いて作成したロータ翼における発電量の試算も併せて行なった．どのロータ翼においても，ロータ翼のスパン方向に全て同一の翼型を用いている．

6.2 発電量試算に用いた翼型

発電量の試算には，テープを装着した中で出力性能に優れている取付け位置 $x/c=0.20$ ，テープ高さ 1.8×10^{-3} の T01-26 翼型および，デルフト工科大学にて風車用翼型として開発された DU93-W-210 翼型を用いた．図 6.1 に各翼型の翼断面形状の比較を示す．比較に用いた DU93-W-210 の翼性能は図 6.2 に示す．

6.3 発電量試算に用いたロータの出力性能

図 6.3 および図 6.4 に本試算に用いたロータの出力係数曲線の比較を風速別に示す．

図 6.3 は両ロータ翼の主流風速 9m/s における出力係数を示す．DU93-W-210 は最適周速比 ($\lambda=4.1$) 付近においてテープを装着した T01-26 より高い出力係数を示す．これに対してテープを装着した T01-26 は最適周速比付近から低周速比域までの広い範囲 ($2.4 < \lambda < 4.2$) で高い出力係数を示す．これは広い迎角範囲で失速しないロータ翼の開発を目的とした T01-26 の設計方針通りの成果である．これにより，急に主流風速が増加し周速比が低下した場合においても高い出力を得ることが出来ると考えられる．

図 6.4 は両ロータ翼の主流風速 7m/s における出力係数を示す．実験時の周速比変化は風車回転数の変化によるものである．したがって同じ周速比でも主流風速が低い場合，風車

回転数も低くなる。これにより、主流風速 7m/s の条件では、9m/s における実験に比べレイノルズ数は低下している。両ロータ翼において、出力係数は $U=9[\text{m/s}]$ に比べ若干低下している。DU93-W-210 ではレイノルズ数の低下により若干の出力係数の低下があるが、出力特性に大きな変化はない。一方テープを装着した T01-26 は、周速比増加方向と減少方向の経路差による周速比のヒステリシスが拡大している。

6.4 発電量の試算方法

6.4.1 瞬時発電量の試算

発電量の試算には、実験により得られた出力係数と周速比の關係を用いた。各時刻の周速比に対する出力係数を、前項で示した各翼の出力係数曲線（図 6.3 および図 6.4）から、内挿および外挿により求めた。従って、本試算においては動的失速⁽¹⁹⁾や後流慣性効果⁽²¹⁾のような非定常効果は考慮されていない。風力タービンの瞬時発電量 P は、風速および出力係数を用いて、次式によって求められる。

$$P(t) = C_{\text{pow}}(t) \times \frac{1}{2} \rho A U(t)^3 \quad (6.1)$$

ここで、 t は時間、 ρ は空気密度、 ϕ はロータ直径、 A はロータ受風面積である。本試算では $\rho=1.205[\text{kg/m}^3]$ 、 $\phi=1.8[\text{m}]$ 、 $A=2.54[\text{m}^2]$ とした。出力係数 C_{pow} は周速比の減少および増加方向でそれぞれの値を用いた。ただし、失速後の出力係数が周速比の増加および減少方向で同じ値を示す周速比を下回らなかった場合、ヒステリシスループ形成せず周速比減少方向と同一の出力係数を用いる。

6.4.2 平均出力の試算

平均出力 P は瞬時発電量をガスト時間幅で積分して求める。 P は式(6.1)を用いて次式によって求められる。

$$P \equiv \int_0^{T_G} P dt = \int_0^{T_G} \left(C_{\text{pow}}(t) \times \frac{1}{2} \rho A U^3 \right) dt \quad (6.2)$$

ここで、 T_G はガスト時間幅である。

6.5 風速変動モデルによる発電量試算

本節では IEC ガストモデルにおける発電量の試算結果を示す。

6.5.1 IEC ガストモデルによる試算

本項ではガストモデルでの発電量試算結果を示す。IEC による水平軸風車の設計基準で規定されているガストモデル⁽²²⁾は、大型風車を対象としており 50 年に一度発生する風速変動をモデル化したものである。また、IEC ガストモデルはロータ面に流入する風速が一様であ

ると仮定されている.

6.5.1.1 風速変動関数

以下にガストモデルの風速変動関数を示す.

$$\begin{cases} U(t) = U_{\text{ini}} - 0.37U_{\text{gust}}\sin(3\pi t/T_G)(1 - \cos(2\pi t/T_G)) & (0 \leq t \leq T_G) \\ U(t) = U_{\text{ini}} & (t \leq 0, T_G \leq t) \end{cases} \quad (6.3)$$

ここで U_{ini} はガスト流入前風速, U_{gust} はガスト振幅, T_G はガスト時間幅である. 本研究では, $U_{\text{ini}}=9.0, 7.0[\text{m/s}]$, $U_{\text{gust}}=5.5[\text{m/s}]$, $T_G=35[\text{s}]$ として試算を行った. U_{gust} および T_G は過去の三重大学附属農場におけるフィールド試験⁽²³⁾において測定された平均風速および風速変動をもとに決定した.

6.6 結果及び考察

6.6.1 主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ の場合

図 6.5 に主流平均風速 $U=9[\text{m/s}]$ を想定した, DU93-W-210 とテープ装着時の T01-26 による風速と周速比の変動を示す. 風速が増加すると周速比は低下し, 逆に風速が減少すると周速比は増加する. 最大風速 $13[\text{m/s}]$ において最低の周速比は T01-26 で $\lambda=2.74$, DU93-W-210 で $\lambda=2.82$ となる. 出力係数曲線 (図 6.3) より, 両ロータ翼とも大きく失速していないので出力係数のヒステリシスの影響を受けることなく出力が変動する.

図 6.6 に得られた出力係数変動を示す. $0.1 \leq t/T_G \leq 0.3$ 及び $0.7 \leq t/T_G \leq 0.9$ 付近の出力低下は, 最適周速比より大きい周速比域で出力係数が減少することによる. T01-26 は出力係数曲線 (図 6.3) より, $\lambda=2.3$ 付近まで高い出力係数を維持しているため, DU93-W-210 より出力係数の減少が少ない.

図 6.7 に発電量の変動を示す. 大きく失速した DU93-W-210 は $0.4 \leq t/T_G \leq 0.6$ 付近において, T01-26 に比べ低い.

本試算での風速変動に対する平均出力は, T01-26 が 289W , DU93-W-210 が 284W となり T01-26 が DU93-W-210 に比べ高い平均出力を示した.

6.6.2 主流風速 $U=7[\text{m/s}]$ の場合

図 6.8 に主流平均風速 $U=7[\text{m/s}]$ を想定した, DU93-W-210 とテープ装着時の T01-26 による風速と周速比の変動を示す. 風速が増加すると周速比は低下し, 逆に風速が減少すると周速比は増加する. 最大風速 $11[\text{m/s}]$ において最低の周速比は T01-26 で $\lambda=2.45$, DU93-W-210 で $\lambda=2.37$ となる. 出力係数曲線 (図 6.4) より, T01-26 は失速せず高い出力係数を維持しているのに対し, DU93-W-210 では出力係数が大きく減少する.

図 6.9 に得られた出力係数変動を示す. $0.1 \leq t/T_G \leq 0.3$ 及び $0.7 \leq t/T_G \leq 0.9$ 付近の出力低下は, 最適周速比より大きい周速比域で出力係数が減少することによる. T01-26 は出力係数曲線

(図 6.4) より, $\lambda = 2.3$ 付近まで高い出力係数を維持しているため, DU93-W-210 より出力係数の減少が少ない.

図 6.10 に発電量の変動を示す. 大きく失速した DU93-W-210 は $0.35 \leq t/T_G \leq 0.75$ 付近において, 急激に発電量が低下している.

本試算での風速変動に対する平均出力は, T01-26 が 136W, DU93-W-210 が 98 W となり, 主流風速 $U=9[\text{m/s}]$ の場合と同様に T01-26 がより高い平均出力を示した.

6.6.3 テープ装着の有無による発電量の違い

本研究では低レイノルズ数において失速状態に陥る翼型(T01-26)の性能向上を目的としてきた. 前章までにテープ装着が翼特性の向上に有効であることが確認できた. 本節ではテープ装着あり, テープ装着なしの 2 つの状態での発電量試算を行ない, テープ装着の効果を定量的に判断する.

図 6.11 に主流平均風速 $U=7[\text{m/s}]$ を想定した, テープ装着時および未装着時の T01-26 による風速と周速比の変動を示す. 最大風速 $11[\text{m/s}]$ において最低の周速比はテープ装着時で $\lambda=2.45$, テープ未装着時で $\lambda=1.88$ となる. 前章(図 5.8)で示した通り, テープを装着した T01-26 は広い周速比領域にわたって失速しない. このため今回の条件ではガストモデルによる風速変動を与えても最低周速比まで失速することなく高い出力係数を維持する.

図 6.12 に得られた出力係数変動を示す. $0.1 \leq t/T_G \leq 0.3$ 及び $0.7 \leq t/T_G \leq 0.9$ 付近の出力低下は, 最適周速比より大きい周速比域で出力係数が減少することによる. テープ非装着時の $0.55 < t/T_G < 0.7$ 付近における出力低下は出力係数のヒステリシスによるものである. テープ装着により出力係数が向上したロータ翼は, テープ未装着時に比べ高い出力係数を維持する.

図 6.13 に発電量の変動を示す. 大きく失速したテープ未装着時では $0.38 \leq t/T_G \leq 0.68$ 付近において, 急激に発電量が低下している.

本試算での風速変動に対する平均出力は, テープ装着時が 136W, テープ未装着時が 63 W となり, テープ装着の効果が大きく現れる結果となった.

6.7 発電量試算のまとめ

風速変動によって周速比が低下するような場合において T01-26 にテープを装着した翼型を用いることで, より高い出力を得ることが出来る. 実際に風車が使用される環境では風速の変動が大きい. したがって風速変動に適した翼型を用いた風車を利用することで, より多くの発電量が見込まれる.

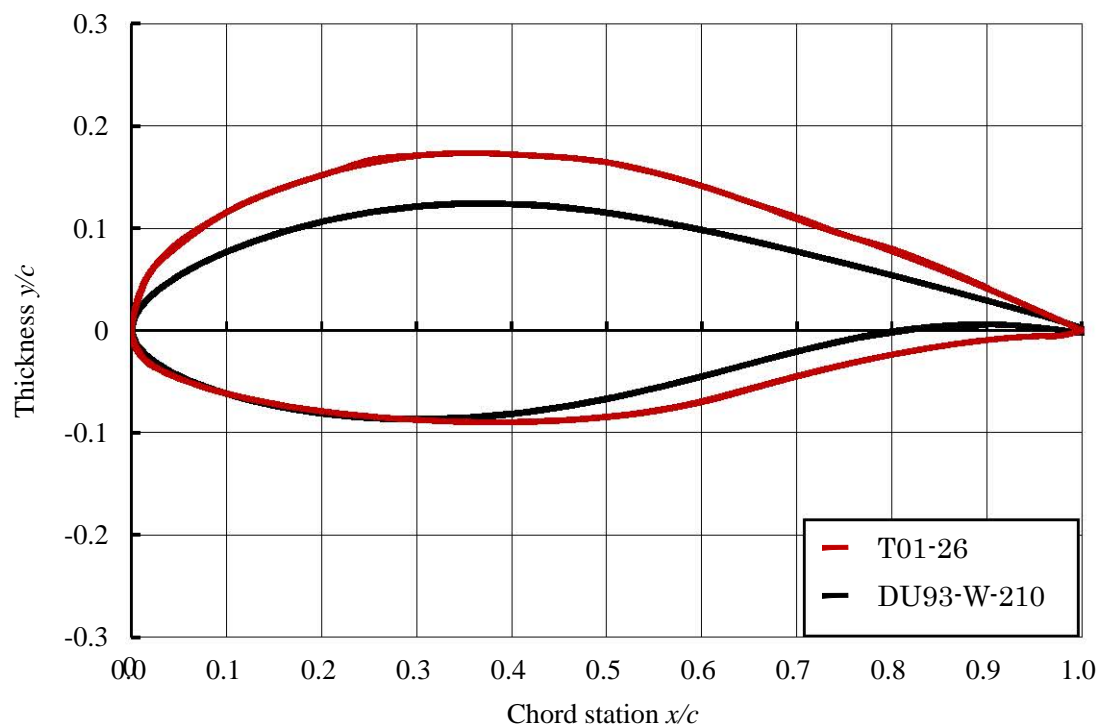


図 6.1 供試翼型の翼断面形状

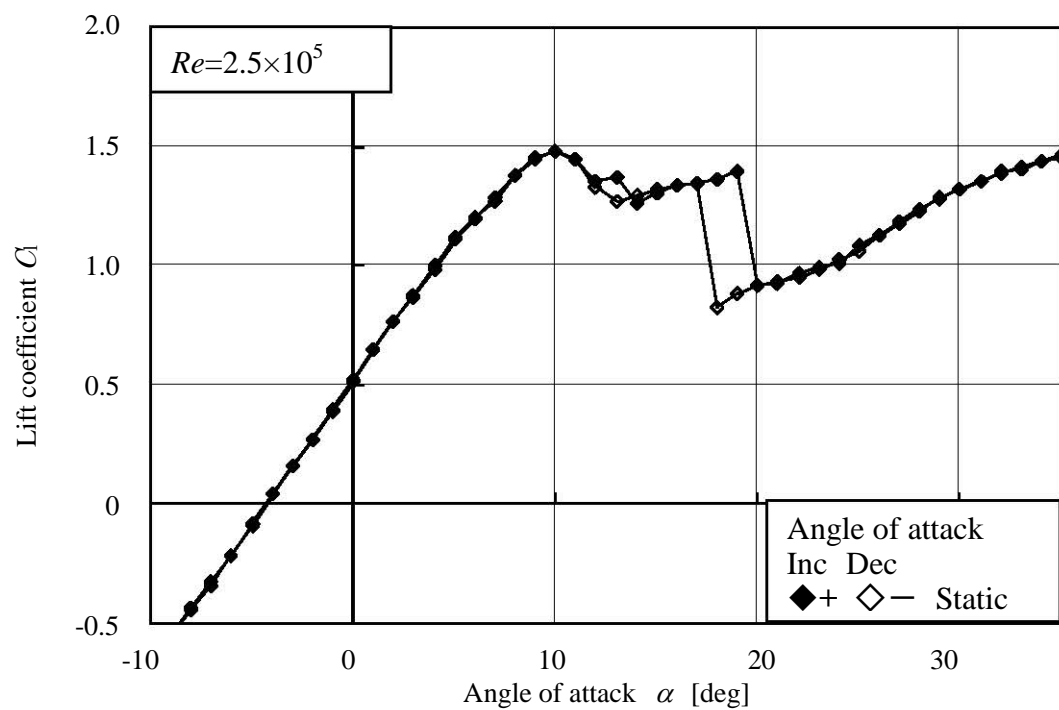
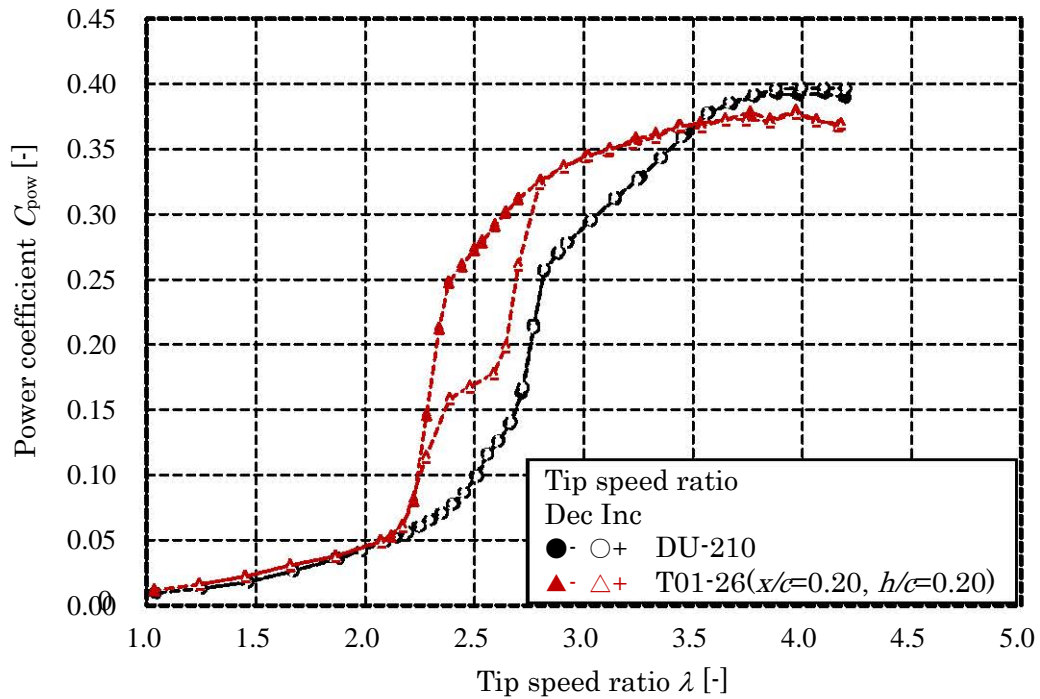
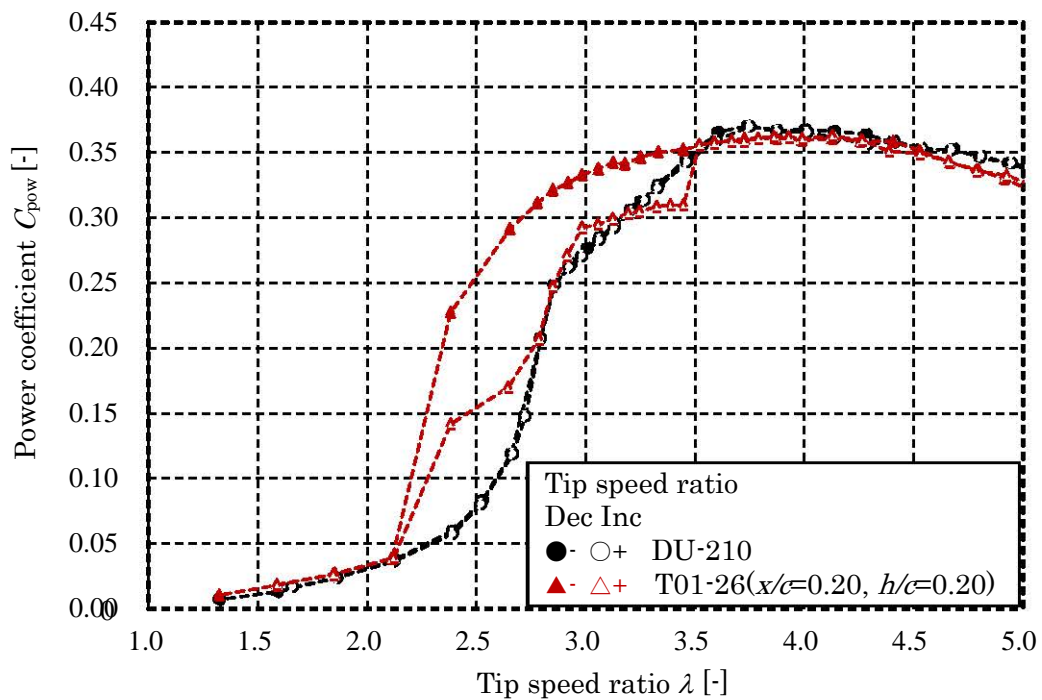
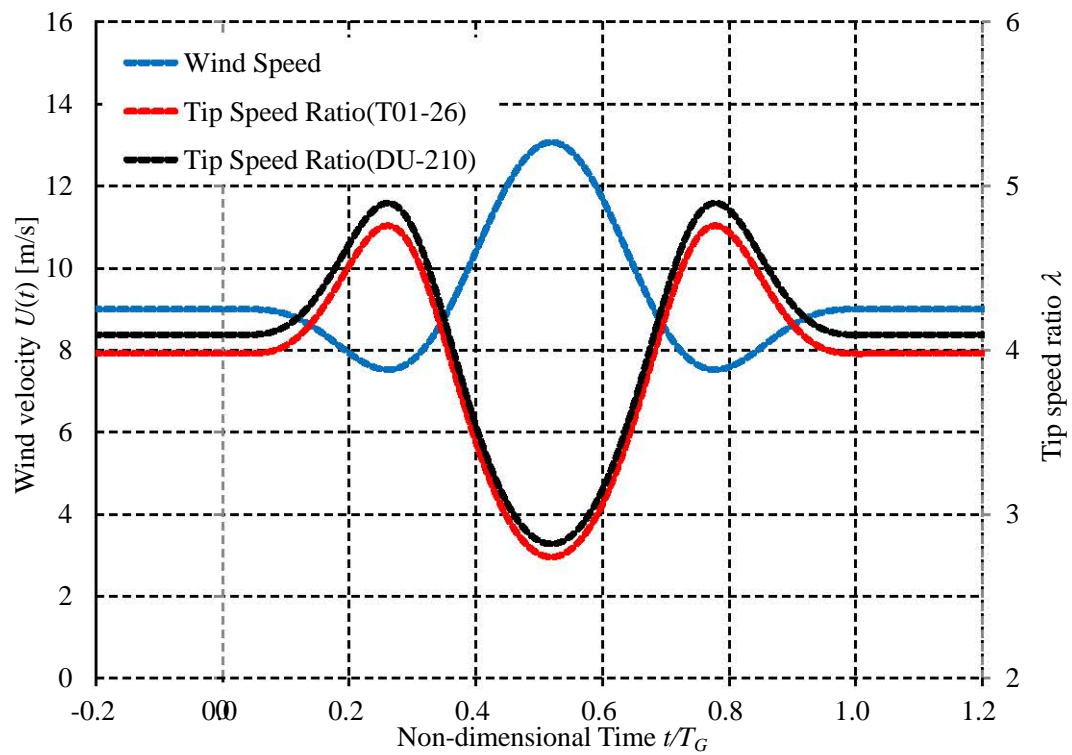
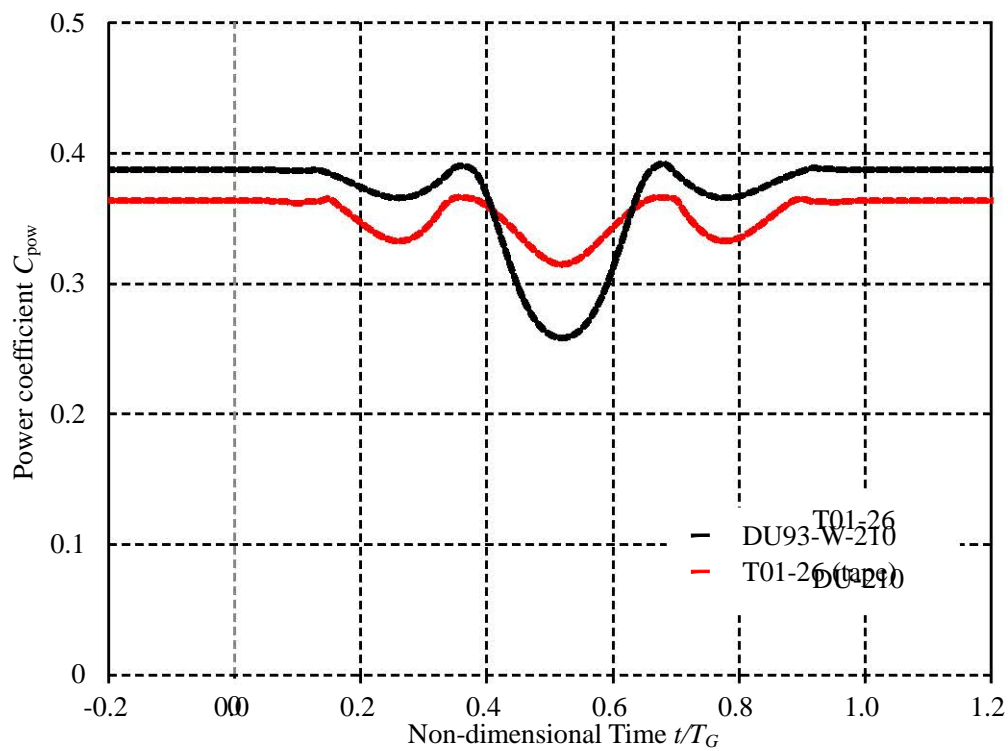


図 6.2 静的状態における揚力係数曲線 (DU93-W-210)

図 6.3 T01-26 と DU-210 の出力係数曲線の比較 ($\phi=0$, $U=9$ [m/s])図 6.4 T01-26 と DU-210 の出力係数曲線の比較 ($\phi=0$, $U=7$ [m/s])

図 6.5 ガストモデルによる風速および周速比の変動 ($U=9$ [m/s])図 6.6 風速変動に対する出力係数の変動 ($U=9$ [m/s])

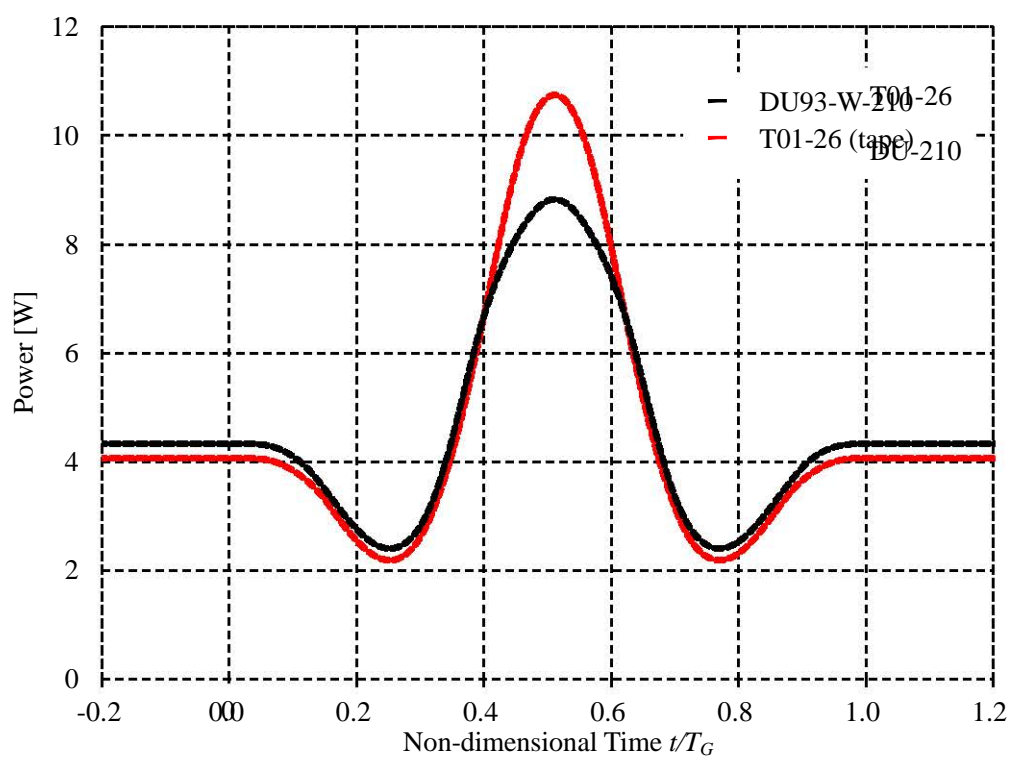
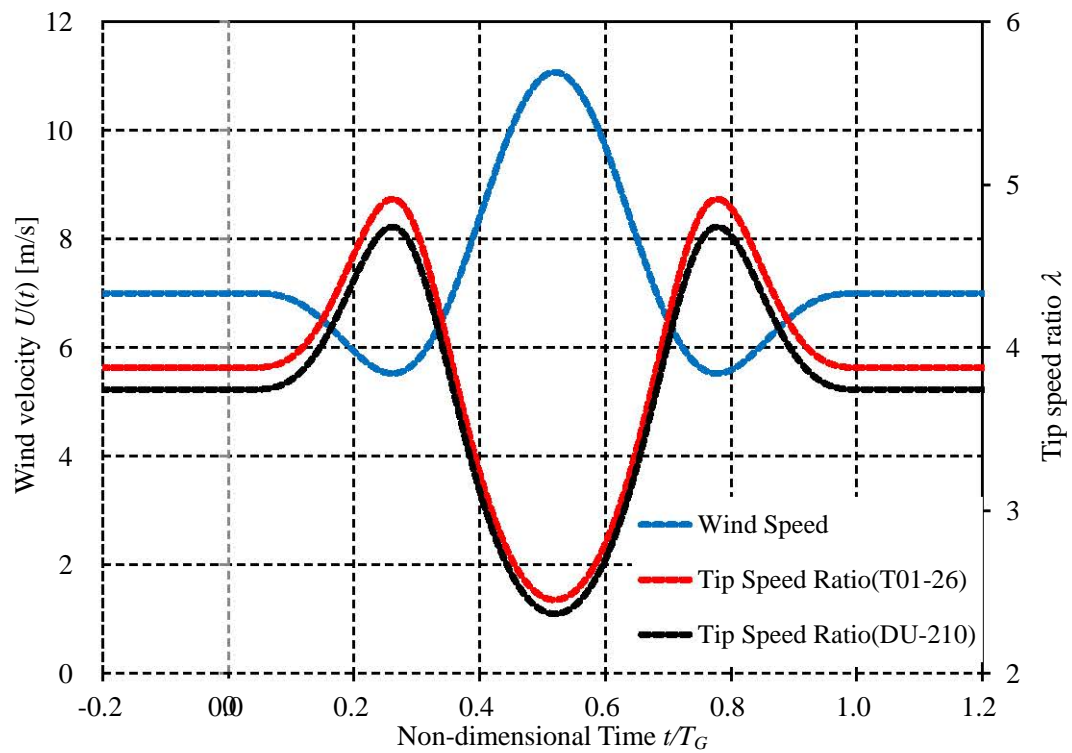
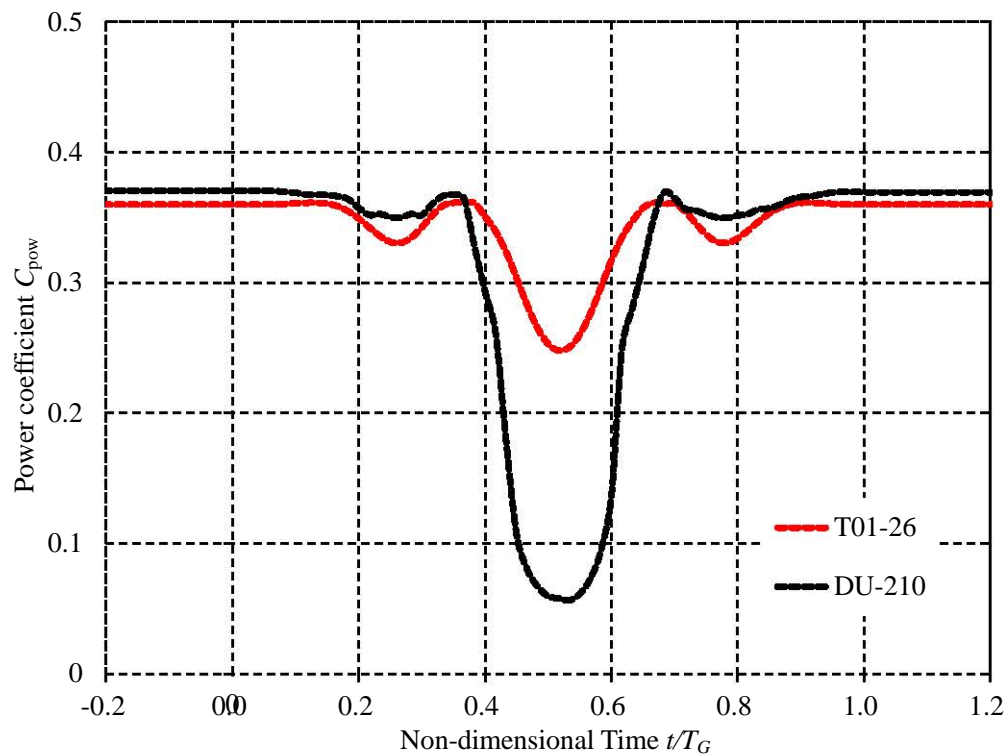
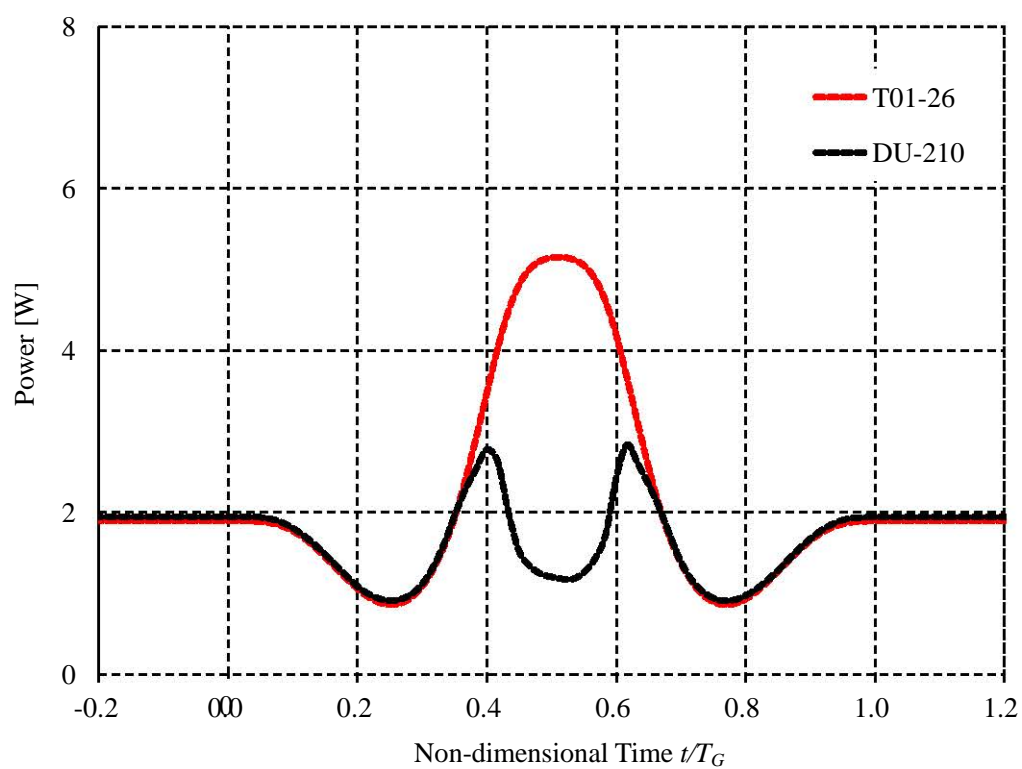
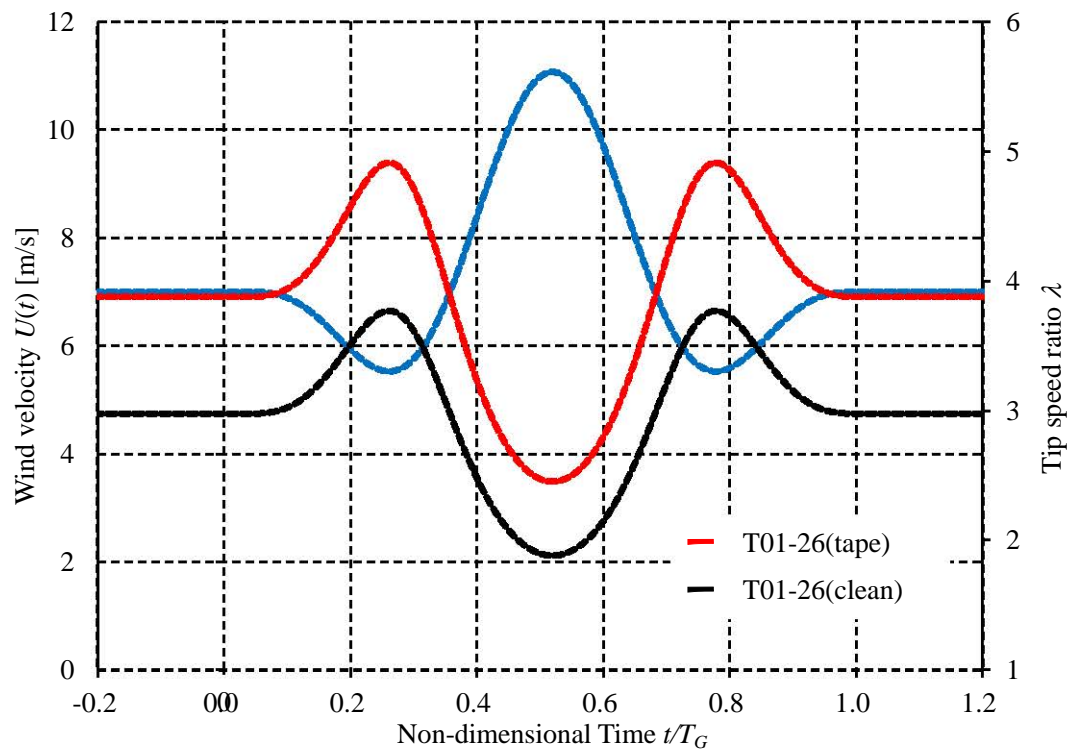
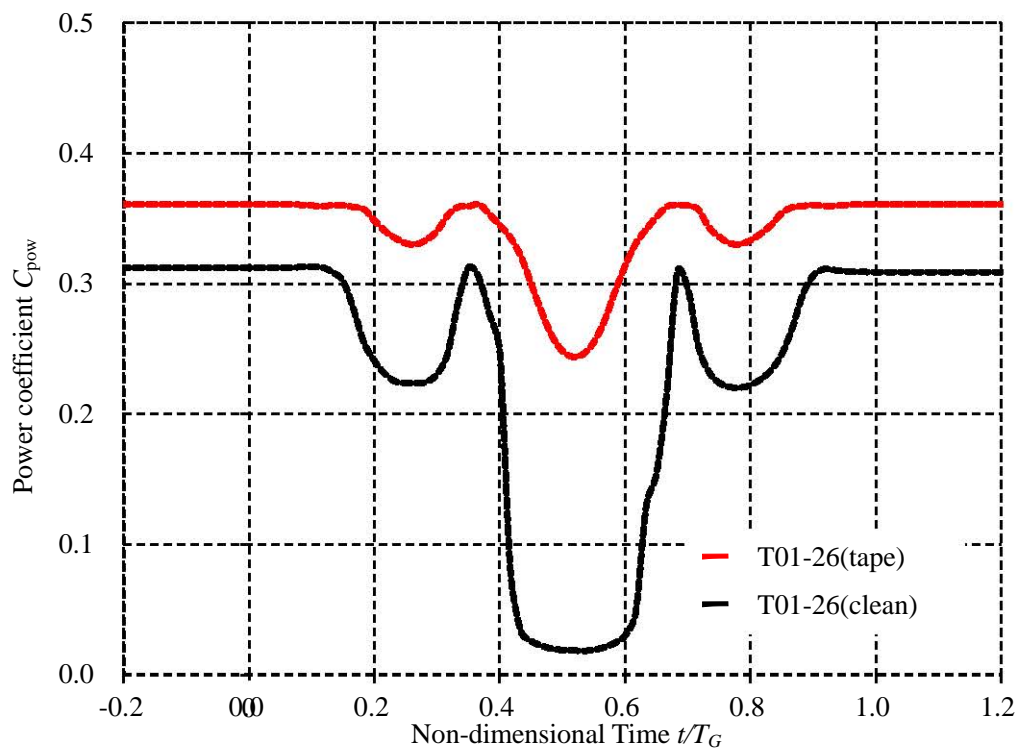
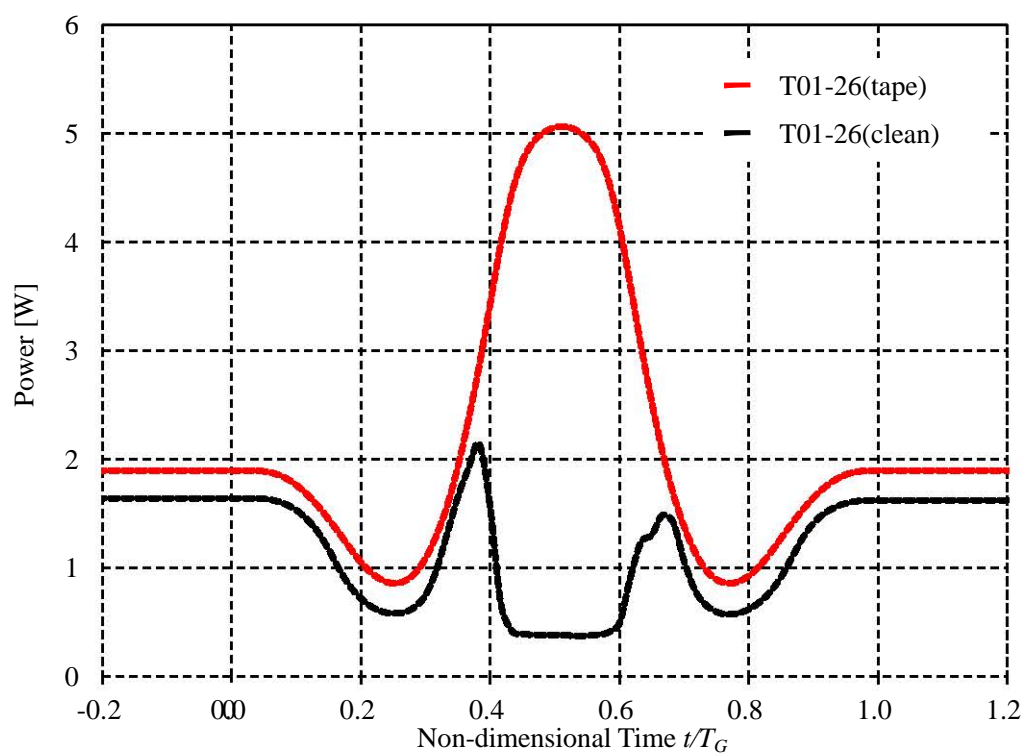


図 6.7 ガストモデルによる瞬時出力の変動 ($U=9[\text{m/s}]$)

図 6.8 ガストモデルによる風速および周速比の変動 ($U=7$ [m/s])図 6.9 風速変動に対する出力係数の変動 ($U=7$ [m/s])

図 6.10 ガストモデルによる瞬時出力の変動 ($U=7$ [m/s])

図 6.11 ガストモデルによる風速および周速比の変動 ($U=7$ [m/s])図 6.12 風速変動に対する出力係数の変動 ($U=7$ [m/s])

図 6.13 ガストモデルによる瞬時出力の変動 ($U=7$ [m/s])

第7章 結言

本研究では、 $Re > 2.5 \times 10^5$ において高迎角まで失速しない風車専用翼型 T01-26 を低レイノルズ数風車に適用するため、テープ装着により境界層を制御し、翼性能の改善を行なった。

風洞を用いた二次元翼性能試験により、テープの装着位置や取付け高さを変化させた場合の静特性および動特性を評価し、得られた効果を元にモデル風車を用いた風洞実験によって境界層制御の効果を検証した。

以下に本研究の主な結果を示す。

1. 低レイノルズ数領域において完全失速している風車専用翼型の負圧面前縁付近にテープを装着して、静的状態の翼面流れを乱流境界層に遷移させることにより、流れを付着させ揚力を向上させることが可能である。
2. 翼はテープ装着により揚力係数は回復し、抗力係数は失速状態に比べ減少する。
3. 静的状態でのテープ装着による軽度の揚力係数の低下は、動的状態となることで回復する。
4. ロータ翼においてもテープ装着による翼面境界層制御が有効であり、低レイノルズ数での出力性能を改善できた。
5. 発電量試算の結果、境界層制御により性能改善を実現した T01-26 を採用した風車ロータは、変動風速下で発電出力の向上を示した。

また、本研究による考察だけでは翼面境界層の制御について未解明な点が多く、さらなる理解のため克服すべき点がいくらか存在する。以下に課題点を示す。

本研究では、境界層の制御にテープを用いた。これにより翼への装着位置や高さの変更が容易となった。一方で、テープを重ねて貼り付けたことにより、上下のテープの間に若干の段差が生じる可能性がある。これにより翼性能の変化には、テープの高さを変えたことに加え、テープのエッジにバラつきが出たことによる影響も含まれる可能性がある。テープのエッジのバラつきが、翼性能の変化にどの程度影響しているかを考えるためには、テープを重ねて高さを変えるのではなく、一枚で同じ厚みとなるテープを採用して同じ実験を行う必要がある。

また、現状では境界層制御にテープを用いたことにより、テープの幅が翼性能に及ぼす影響も考慮することが出来ていない。よって今回用いた幅 5mm のテープに加え、今回のテ

ープに比べ幅の狭いテープおよび幅の広いテープを用いて実験を行う必要がある。

ロータ翼による実験においても二次元翼実験と同様、幅 5mm のテープを用いて実験を行った。本研究で行ったロータ翼実験では、翼の半径方向位置毎に翼弦長とレイノルズ数が異なる。これにより各半径方向位置で、翼弦長に対するテープ高さの比である h/c が異なる。また、二次元翼実験において、 h/c の違いによって翼性能が変化することが明らかとなっている。これによりロータとしての出力性能を比較するだけではテープがどのように影響し、どの位置で効果を発揮しているのかを詳しく把握することが出来ない。そこでロータ翼においても翼面圧力を測定することが必要となる。各半径方向位置において、翼面に働く力を把握することで、ロータ翼における境界層制御の効果の理解が進むと思われる。

また、本研究では境界層を制御することで翼性能を向上させている。しかし、現時点では T01-26 翼型の翼面境界層の厚みを正確に把握することが出来ていない。このため境界層の厚みに対し、どの程度の割合で制御を行なうことが望ましいかといった具体的な数値を示すことが出来ない。よって今後レーザードップラー流速計を用いた翼面近傍における速度分布の計測などから翼面境界層の厚みを算出することが必要と考える。

謝辞

エネルギー環境工学研究室に配属されてからの三年間で、社会に旅立つ物として大きく成長することが出来たと思います。研究は勿論のこと、工具の使い方や、大人とはどうあるべきかということまで学べたことは今後の人生に大いに役立つことと思います。

研究指導や企業との共同研究の機会を与えてくださった前田太佳夫教授、実験装置の作製や実験方法の相談に乗っていただいた鎌田泰成准教授、論文添削を行なっていただいた村田淳介助教、修士論文の審査をしていただいた丸山直樹准教授に深く感謝いたします。

都築修子秘書には事務作業やケーキの日など、学生生活を円滑かつ快適に支えていただき大変感謝しております。

共同研究を行なったボルテックスの中嶋昭宏社長はじめ、社員や関係者の皆様には大変優しく接していただき、また、東京で開催されたオートサロンに同行させていただきましたことを深く感謝いたします。

本研究を行なうにあたり、実験装置の操作や配線、データ処理の方法を教えていただいた東淵旭先輩、土岐武也先輩にはとても助けられました。また、翼チームの後輩である西田有佑君、前田祥太君には基盤の修理や実験、データ整理を手伝ってもらい大変感謝しております。

三年間共に学んできた伊藤崇文君、大川敦司君、加賀則光君、幸田晴伸君、中井隆太君、広森裕也君の6人に加え、学部時代に共に学んだ鈴木幸臣君、牧内亜由美さん、古田隆一君と出会うことができ、とても楽しく学校生活を送ることができました。みなさんがいたおかげで最後まで諦めず研究を続けることが出来ました。大変感謝しております。

研究終盤での実験棟生活では、韓君や翼チーム、垂直軸チーム、地表風チームの仲間とたわいもない会話をしたり、一緒に食事をしたりしたことで勇気づけられ、最後まで実験を続けることが出来ました。特に韓君には翼チームの後輩である前田祥太君を支えていただき感謝しています。

両親には六年間という長い大学生活の基盤を支えていただき大変感謝しております。

みなさんの協力なしでは修士論文を完成させることは出来なかったことと思います。これまで学んだことを糧に、これから社会人として大成できるよう日々努力し頑張っていきます。本当にありがとうございました。

2012年2月1日

付録

付録 1.1 風洞

本風洞実験には, ゲッチングン型風洞を用いる. 図 1.1 は風洞全体図を示す. 風洞は送風機, 整流部, 縮流部, 測定部で構成される. 送風機は 55kW の軸流ファンでインバータにより, 無段階に風速を設定できる. 翼型性能を総合的に評価するため, 充分一様で乱れの小さい主流が必要不可欠である. このため, 風洞測定部, 縮流部, 整流部を従来形状から修正して用いる.

付録 1.2 縮流胴

縮流胴の形状は, 航空宇宙技術研究所における小型低乱風洞の形状⁽¹³⁾を参考に設計されている. 図 1.2 は, 縮流胴形状を示す. 流れ方向は, 図の左から右である. 縮流胴の上流側は正方形断面であり, 寸法は, 2170mm×2170mm である. 吹出し口は正方形断面であり, 寸法は 650mm×650mm, 最大風速は約 52m/s である. 縮流胴の流れ方向長さは $L=1800\text{mm}$ で, 縮流部内壁の曲線は 6 次の多項式で定義され, 次式で示される.

$$(Z-Z_2/2)/(Z_1-Z_2)=\pm 5(1-X/L)^6-12(1-X/L)^5+7.5(1-X/L)^4 \quad (1.1)$$

縮流胴形状を示す座標系は, 主流方向に X , 供試翼スパン方向に Y , 鉛直方向に Z である. また, これらの原点はそれぞれ縮流胴入り口 ($X=0$), 中心線 ($Y=0$), 吹き出し口中心 ($Z=0$) である. Z , Z_2 , Z_1 , X , L はそれぞれ, 吹

き出し口中心からの鉛直方向距離，縮流胴入り口距離，縮流胴出口距離，縮流胴入り口からの流れ方向の距離，縮流胴の流れ方向長さである．任意の X に対する壁面からの鉛直方向距離 Z_w は，上記の式を用い設計された．縮流面積比は 11:1 である．なお，航空宇宙技術研究所の小型低乱風洞の縮流面積比は，9:1 である⁽¹³⁾．

付録 1.3 整流金網

整流胴内部には，開口率 0.772，20 メッシュの整流金網が 6 枚設置してある．なお，整流金網は整流胴全断面に合わせ製作され，断面内に金網接合部がないため，金網接合部等による乱れの発生はない．

付録 1.4 測定部

供試翼を取り付ける測定部は，透明なアクリル板を上下左右の側壁とした閉鎖流路である．供試翼のピッチ軸は，測定部上端から 250mm 下流にある．測定部左右の側壁には，供試翼を固定するための回転盤が取り付けられている．回転盤はベアリングの設置により滑らかに回転できる．測定部の上流には，風洞風速測定用の全圧管とピトー静圧管が設置されている．

付録 1.5 風洞主流の性能

風洞主流の性能は，流路内の速度分布および乱れ度の指標で評価される．本風洞の速度分布は，全圧管および静圧管を用いて測定する．

図 1.3 は、測定に使用する全圧管の上面図、測定範囲および原点を示す。全圧管は断面寸法 10mm×10mm、長さ 1000mm の角材に、内径 1mm、外径 1.6mm のパイプを 7.5mm 間隔で 46 本平行に配置 (330mm) したものをを用いる。パイプの先端は、角材から 55mm 突き出している。全圧管で測定された圧力は、高速多点圧力計測装置により PC へ接続される。全圧管は、風洞ノズルと測定部を接続する部分をはずし、ノズル出口に鉛直に貼り付ける。図 1.3 より、測定範囲は吹き出し口に向かって左上の角を原点として、水平方向に 0.8mm から 649.2mm まで 50mm 間隔、鉛直方向に 0.8mm から 649.2mm まで 7.5mm 間隔である。総測定点数は、1246 点である。これらの測定点での速度を求めるため、全圧管の位置を変更しながら測定する。測定位置は、吹き出し口寸法で無次元化している。なお主流風速は、全圧管及び静圧管により測定した動圧から求めた。主流風速は 20m/s である。

図 1.4 は風洞風速偏差分布を示す。x 軸、y 軸、z 軸はそれぞれ水平方向距離、風速偏差、垂直方向距離を示す。風速偏差は主流風速と各測定点との差を主流風速に対する比で表す。ここで用いた主流風速は、測定部上流に設置されている全圧管および静圧管(以降、ピトー管と表記する)より得られた値である。ピトー管は、風路壁より鉛直方向に 70mm 離れている。ピトー管と風路中心とのずれは、0.5% である。また、ピトー管と翼弦×翼幅に相当する範囲とのずれは、0.2% である。図 1.4 より本風洞の風速偏差は、1% 未満であることがわかる。

図 1.5 は全圧管によりもとめた風洞吹き出し口における壁面境界層の速度分布を示す。図より本風洞の境界層厚さは 3.8mm 以下である。したがって主流風速を測定する全圧管、静圧管の壁面からの高さは、一様流中に入っているといえる。

図 1.6 は, 乱れ強さの測定で使用した I 型熱線プローブを示す. 乱れ強さの測定には, I 型熱線プローブ(タングステン線, 受感部長さ 1mm, 線径 5 μ m)を使用した. I 型熱線プローブの測定位置は供試翼取り付け位置である. 乱れ強さの測定は平均風速 29m/s である. 熱線流速計の出力信号は 16bit の A/D 変換器により 20kHz で 1 計測当たり 65000 点データ取得する. 乱れ強さは 0.15% 程度である.

表 1.3 は, 他研究室の実験装置と本実験装置との比較を示す. この表から, 本実験風洞設備の乱れ強度は宇宙航空研究開発機構風洞より大きくなるが, 一般的な風洞に比べ小さいといえる程度の値を示す.

表 1.3 他研究室実験装置との比較

所属	三重大学	宇宙航空研究 開発機構	三菱重工業	横浜国立大学
名称	ゲッチンゲン型 風洞	小型低乱風洞	水平回流式風洞	エッフェル型 風洞
断面	正方形	長方形	正方形	長方形
[H×W]	0.65[m]×0.65[m]	0.65[m]×0.55[m]	1.4[m]×1.4[m]	1.8[m]×1.3[m]
最大風速	~50[m/s]	~30[m/s]	~48[m/s]	~25[m/s]
乱れ強度	0.15[%]	0.05[%]	0.23[%]	0.5[%]

付録 1.6 ウェークレーキによって測定された後流速度分布

図 1.7 はウェークレーキによって測定された後流速度分布を示す。横軸は全圧管の高さ位置、縦軸は全圧管で測定された局所風速である。風速は翼が存在するウェークレーキ中央付近で大きく低下し、最小風速は迎角の増加に従いウェークレーキの下方へと移動する。また迎角の増加に従い後流速度分布は少しずつ拡大しており、失速角 $\alpha=8^{\circ} \sim 9^{\circ}$ で大きく拡大する。

付録 1.7 二次元境界修正

本実験装置において、翼弦長の風洞高さに対する比は約 0.2～0.3 であり、測定結果に対して二次元境界修正を行う^{(13),(14),(15),(16)}。以下は、修正に関する式である。また、図 1.12⁽¹⁵⁾は、形状係数 λ_2 と模型の厚みの関係を示した図である。本研究は、 λ_2 の値を図 1.19 より引用した。

1.7.1 水平浮力効果の修正^{(13),(14),(15),(16),(17)}

固定壁に沿う境界層の形成のために多くの場合に流れ方向に静圧の変化が生ずる。このため、模型には水平方向の浮力が発生するので、抵抗の測定値に修正を加える必要がある。静圧勾配を一定とし、修正量はこの勾配 p' に模型の容積と付加質量の容積の和 Vol をかけて与えられる。風洞のレイノルズ数ごとの静圧勾配は図 1.21 に与えられている。

$$D_B = p' \int_0^l S(x) dx = p' \times Vol \quad (1.2)$$

Vol は二次元模型では、 t を模型の厚み、 λ_2 を模型の形で決まる因子としたと

き，その相当直径 $t\sqrt{\lambda_2}$ の等価円柱として

$$Vol = \frac{\pi}{2} \lambda_2 t^2 \quad (1.3)$$

で与えられるので，修正量 D_B は，

$$D_B = \frac{\pi}{2} \lambda_2 t^2 p' \quad [\text{N/m}^2] \quad (1.4)$$

λ_2 は図 1.22 に与えられている．

ここで Λ を以下のように定義する．

$$\Lambda = 4\lambda_2 \left(\frac{t}{c} \right)^2 \quad (1.5)$$

また， σ を以下のように定義する．

$$\sigma = \left(\frac{\pi^2}{48} \right) \left(\frac{c}{h} \right)^2 \quad (1.6)$$

ここで h は測定流路の高さである．

式(1.4)は式(1.5)，式(1.6)より

$$D_B = -\frac{\pi}{8} \Lambda c^2 p' = -\frac{6h^2}{\pi} \Lambda \sigma p' \quad (1.7)$$

となる．

1.7.2 閉塞効果の修正^{(16),(14),(15),(16),(17)}

模型による流路断面の減少があるために，固定壁境界の場合には無限遠の一様速度に相当する流速が増加し，自由壁の場合には減少する．速度の増分の式を以下に示す．

$$\varepsilon_{sb} = \frac{\pi^2}{3} \frac{\lambda_2}{4} \frac{t^2}{h^2} = 0.822 \lambda_2 \frac{t^2}{h^2} \quad (1.8)$$

式(1.15)は式(1.12), 式(1.13)より

$$\varepsilon_{sb} = \Lambda \sigma \quad (1.9)$$

1.7.3 伴流閉塞効果の修正^{(13),(14),(15)}

境界層の吸い込みを行っていない模型では, 必ず伴流が生じ, その平均流速は自由流のそれより遅くなる. 従って, 前述同様固定壁の場合に伴流の外側の流速は遅くなる. 上下固定壁に対する速度の場合は,

$$\varepsilon_{wb} = \frac{1}{2} \frac{c}{h} c_{du} \quad (1.10)$$

ここで, c_{du} は修正前の値である.

1.7.4 流線曲率の修正^{(13),(14),(15)}

揚力を持った物体は流れに曲率を与え, これが実際の物体の曲率を相対的に減少している. 1/4 翼弦線まわりの揚力, モーメントおよび迎角の修正量 $\Delta c_{l,sc}$, $\Delta c_{\frac{1}{m-4},sc}$, $\Delta \alpha_{sc}$ はそれぞれ以下に示す.

$$\Delta c_{l,sc} = \sigma c_l \quad (1.11)$$

$$\Delta c_{\frac{1}{m-4},sc} = \frac{-\sigma}{4} \Delta c_{l,sc} \quad (1.12)$$

$$\Delta \alpha_{sc} = \frac{57.3\sigma}{2\pi} (c_{lu} + 4c_{\frac{1}{m-4},u}) \quad (1.13)$$

1.7.5 二次元境界修正のまとめ⁽¹⁵⁾

ε を次式のように定義すると、本研究で使した式は以下になる。
ただし、下付の u は修正前の値とする。

$$\varepsilon = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb} \quad (1.14)$$

動圧 q は

$$q = q_u (1 + 2\varepsilon) \quad (1.15)$$

迎角 α ，揚力係数 c_l ，モーメント係数 $c_{\frac{1}{4}}$ は，

$$\alpha = \alpha_u + \frac{57.3\sigma}{2\pi} \left(c_{lu} + 4c_{\frac{1}{4}u} \right) \quad (1.16)$$

$$c_l = c_{lu} (1 - \sigma - 2\varepsilon) \quad (1.17)$$

$$c_{\frac{1}{4}} = c_{\frac{1}{4}u} (1 - 2\varepsilon) + \frac{1}{4} \sigma c_l \quad (1.18)$$

抗力係数 c_{d0} はあらかじめ式(1.13)より得られた水平浮力効果の影響を施した値を c_{d0u} とすると，

$$c_{d0} = c_{d0u} (1 - 3\varepsilon_{sb} - 2\varepsilon_{wb}) \quad (1.19)$$

となる。

付録 2.1 翼素運動量理論⁽³⁾

翼素理論は翼を翼幅方向の細帯 (strip) に分割し、その各断面での空気力学的特性を二次元的に扱おうとする手法であり、翼は翼幅方向に速度の異なる速度場の中を進んで行くことと等価となる。従来の風車の空力特性の計算ではこの方法が広く用いられており、二次元翼型の揚力・抗力係数を利用することにより、翼幅方向の各部位に働く空力負荷を計算する。迎角は誘導速度を含めた局所の流速により幾何学的に求めたものを用いる。この翼素理論は、運動量理論の欠点である空間的に平均化される点を取り除くことができる。回転翼の空気力学的特性に最も影響を及ぼす誘導速度は、運動量理論を用いて求めることができるが、実際の三次元流れ場とは異なる。このため、実験などから導いた半経験的な関係を用いて補正する方法もある。

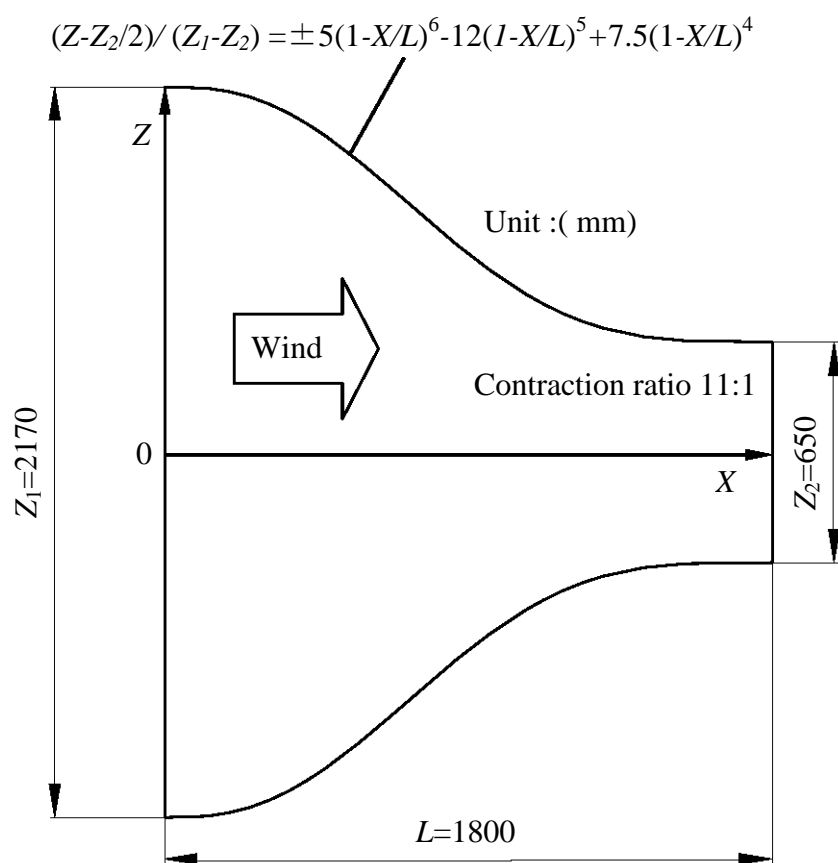


Fig 1.1 風洞縮流胴形状

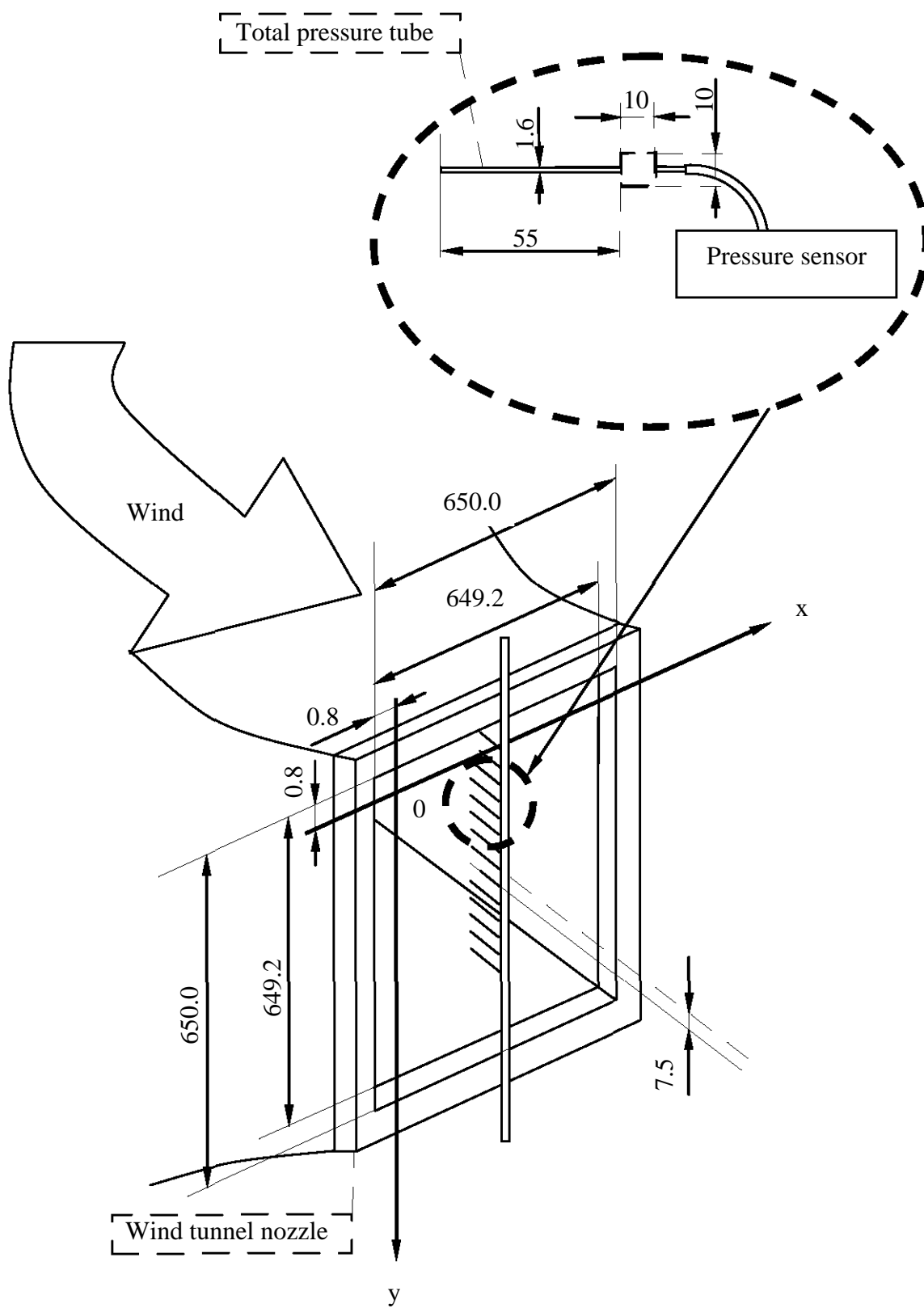


Fig 1.2 全圧管の上面図、測定範囲及び原点

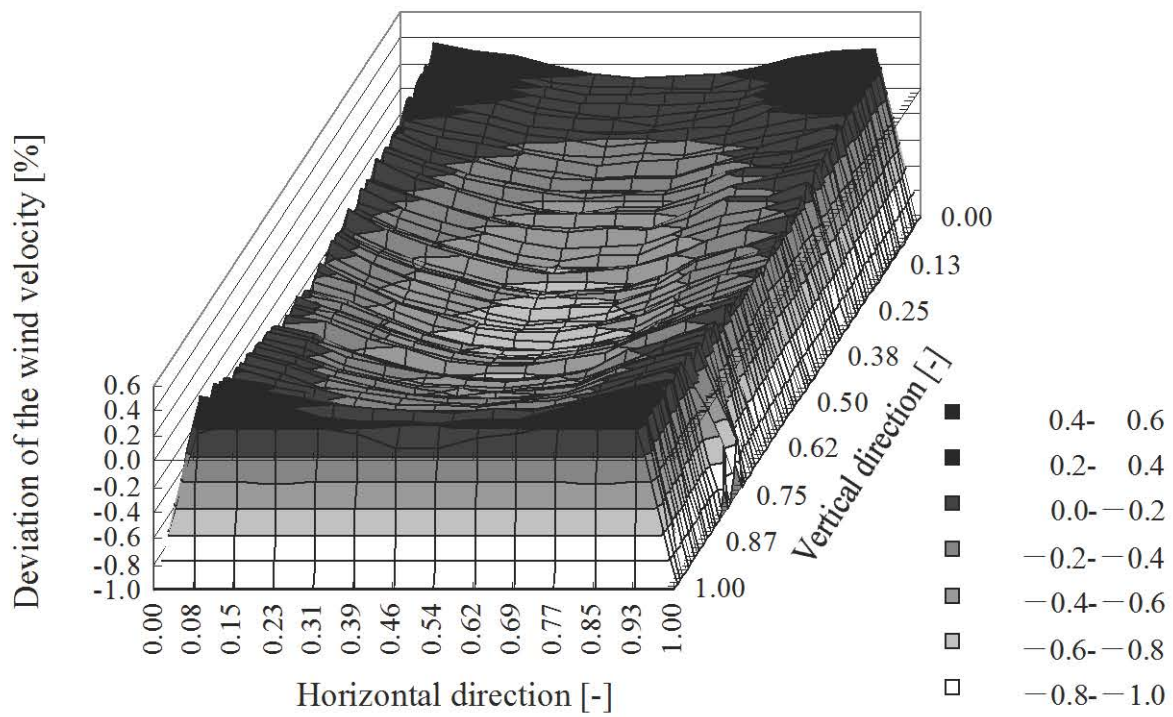


Fig 1.3 風洞風速偏差分布

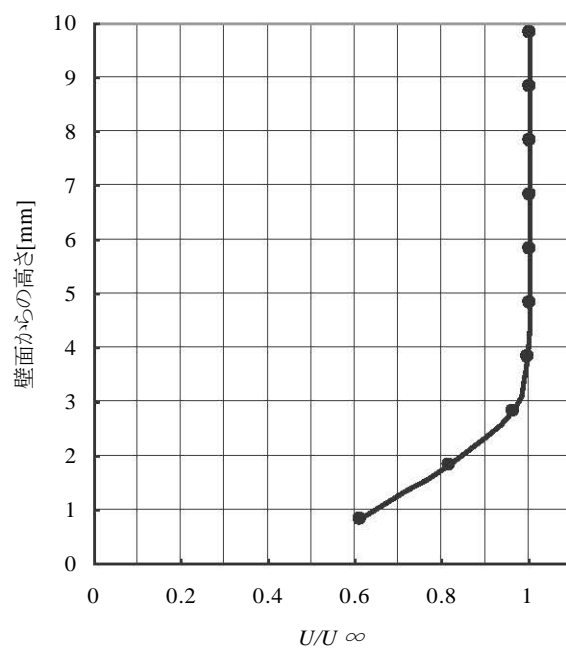


Fig 1.4 風洞吹出し口における境界層厚さ

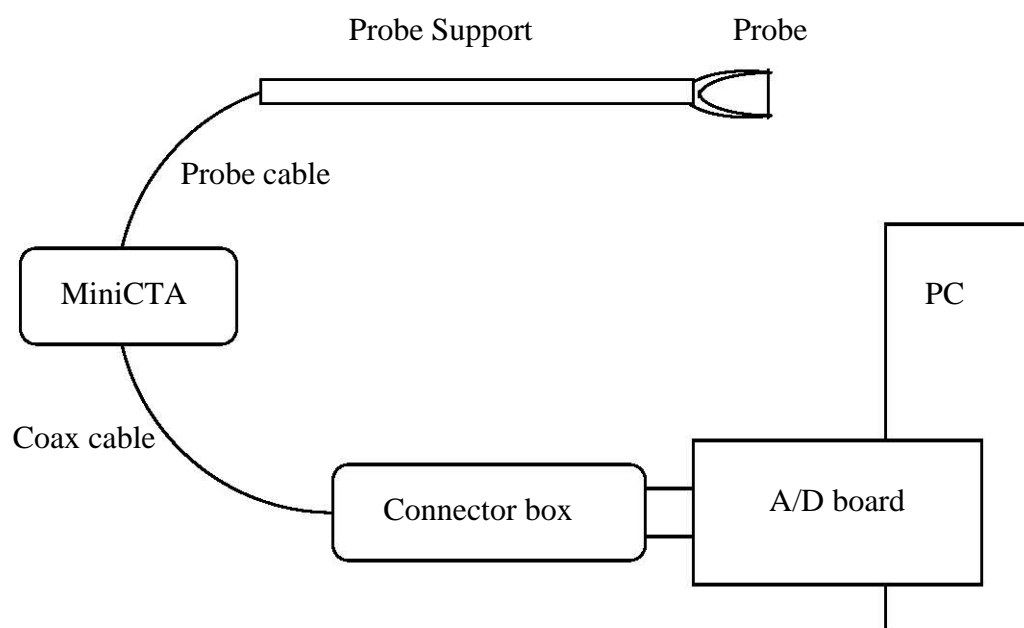


Fig 1.5 I型熱線プローブ

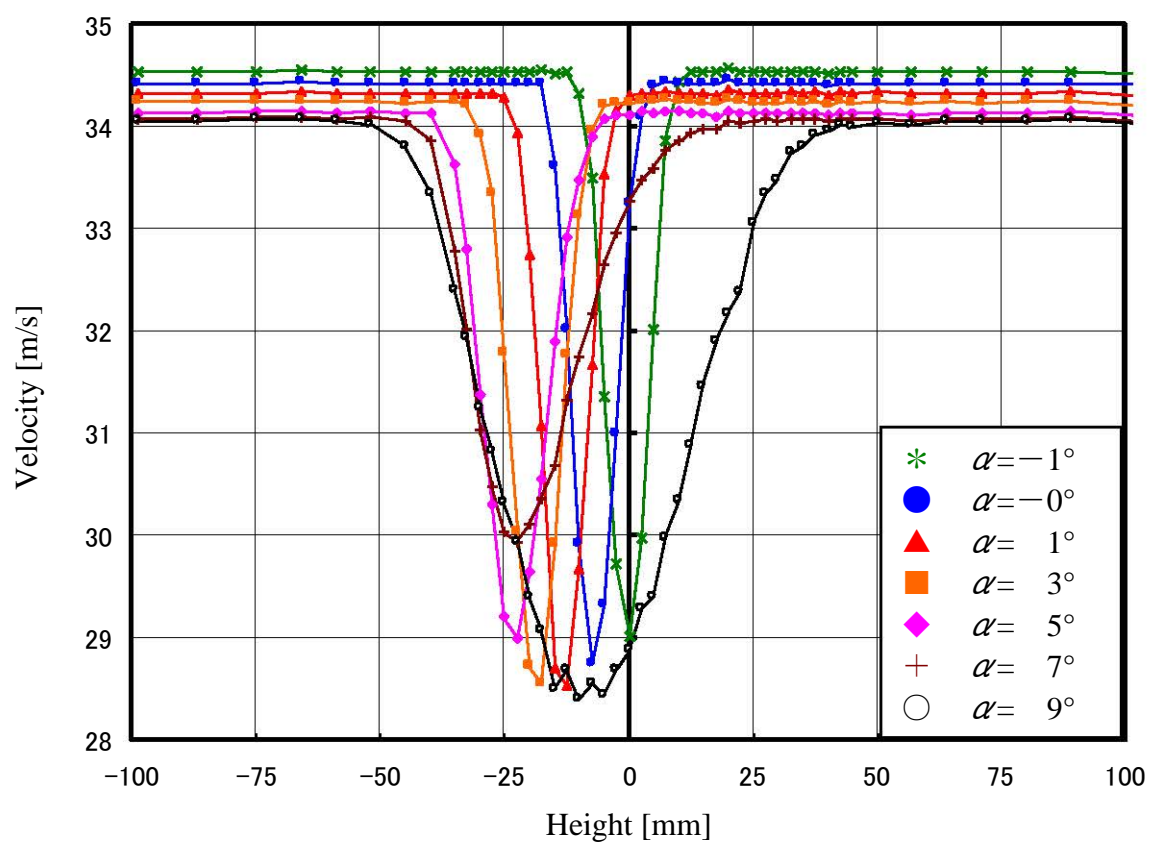


Fig 1.6 Wake rake によって測定された後流速度分布

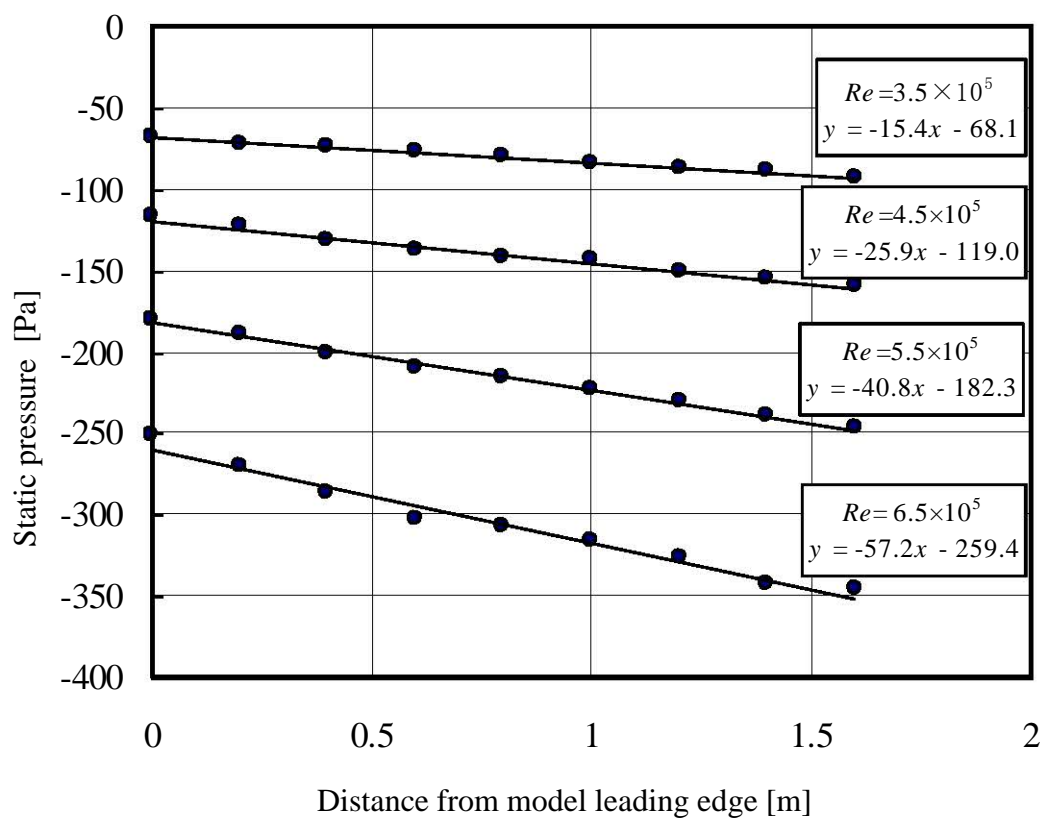


Fig 1.7 レイノルズ数ごとの風洞内静圧勾配

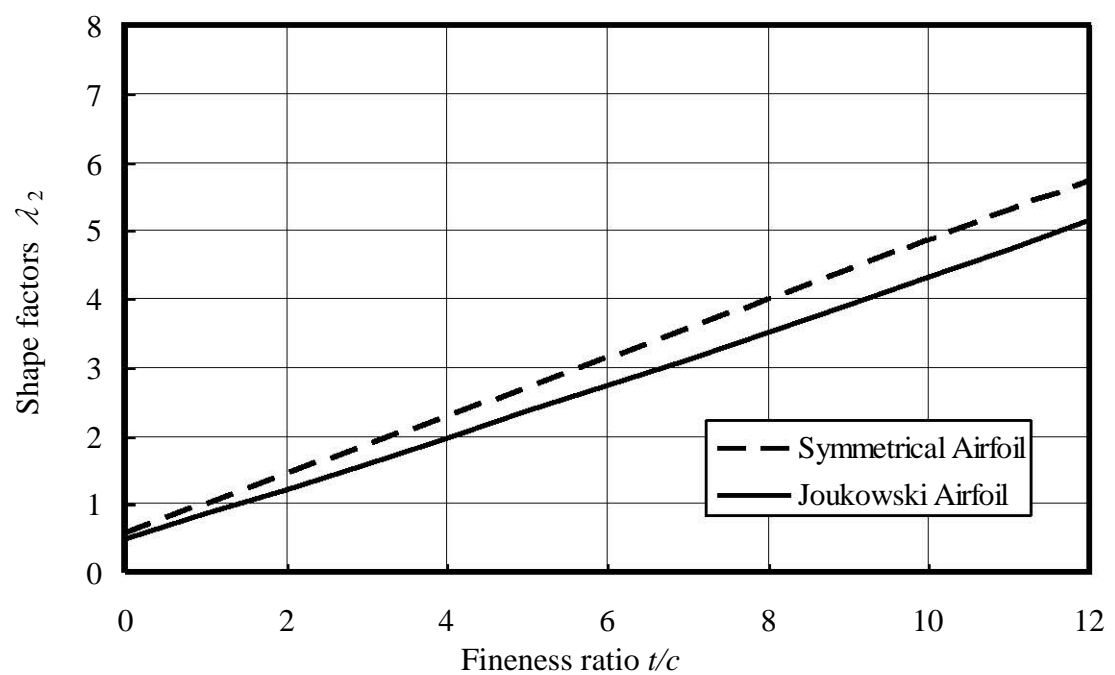


Fig 1.8 形状係数 λ_2 と模型の厚みの関係