

2020(令和2)年度 修士学位論文

可動壁を用いた直線翼列翼端流れの計測と解析

Measurement and Calculation of Tip Leakage Flow of Linear
Cascade Wind Tunnel with Moving Wall

2021年3月11日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻
知能機械工学コース

1235079 岡 優介

指導教員 野崎 理, 荻野 要介

目次

第1章 序論.....	1
1.1 研究背景.....	1
1.1.1 燃料消費率と全体圧力比.....	1
1.1.2 全体圧力比と燃料消費率の関係.....	2
1.1.3 軸流圧縮機の構造と要件.....	2
1.1.4 ジェットエンジンの運転条件.....	2
1.1.5 軸流圧縮機内部の流れ.....	3
1.1.6 既存の失速特性改善技術.....	4
1.2 研究目的.....	4
1.3 研究方法.....	4
1.3.1 環状翼列と直線翼列.....	4
1.3.2 動翼と周囲の運動の関係.....	5
1.3.3 風洞実験と数値解析.....	6
第2章 実験機器.....	7
2.1 風洞とその関連装置.....	7
2.1.1 直線翼列風洞.....	7
2.1.2 ハニカムコア.....	8
2.1.3 翼.....	9
2.1.4 黒染剤.....	10
2.2 翼端間隙内の流速計測に係る装置.....	11
2.2.1 レーザードップラー流速計(LDV).....	11
2.2.2 三軸トラバース装置.....	14
2.2.3 トレーサー粒子生成装置.....	14
2.2.3.1 エアロゾルジェネレーター.....	14
2.2.3.2 エアーコンプレッサー.....	16
2.2.3.3 エアーフィルター.....	16
2.2.3.4 ミクロミストフィルター.....	17
2.2.3.5 エアーレギュレーター.....	17
2.2.3.6 エアーバルブ.....	18
2.3 その他流速計測に係る装置.....	18
2.3.1 ピトー管.....	18
2.3.2 沈鐘式微差圧計.....	19
2.4 可動壁関係装置.....	20
2.4.1 可動壁装置.....	20
2.4.2 インバーター.....	22
第3章 風洞実験.....	23
3.1 実験条件.....	23
3.2 実験結果と考察.....	25

第4章 数値解析.....	29
4.1 数値計算法.....	29
4.1.1 支配方程式.....	29
4.1.2 乱流モデル.....	30
4.1.3 解析対象.....	31
4.2 解析結果.....	31
第5章 結果の比較.....	33
5.1 相対的比較.....	33
5.2 絶対的比較.....	33
5.3 数値解析結果の位置付け.....	34
5.4 数値解析結果の利用.....	34
5.4.1 翼端漏れ流れの観察.....	34
5.4.2 翼端漏れ渦の観察.....	35
第6章 失速特性改善への取り組み.....	37
6.1 手法.....	37
6.2 解析対象.....	37
6.3 結果と考察.....	39
6.4 まとめ.....	43
第7章 結言.....	45
謝辞.....	45
文献.....	46

第1章 序論

本論文は軸流圧縮機の失速特性向上を目指して実施する研究で、回転する動翼列を直線翼列と可動壁の組み合わせに置き換えて現象をとらえる基礎研究である。第1章では本研究の背景から研究目的、研究方法について説明する。

1.1 研究背景

はじめに、本研究に取り組むに至った背景について説明する。

1.1.1 燃料消費率と全体圧力比

今日の航空機に用いられる原動機は主にジェットエンジンであり、燃料消費率の向上が求められている。図1は航空機の燃料消費率と原動機の全体圧力比の推移で、図より年々燃料消費率が向上し全体圧力比も上昇していることがわかる。

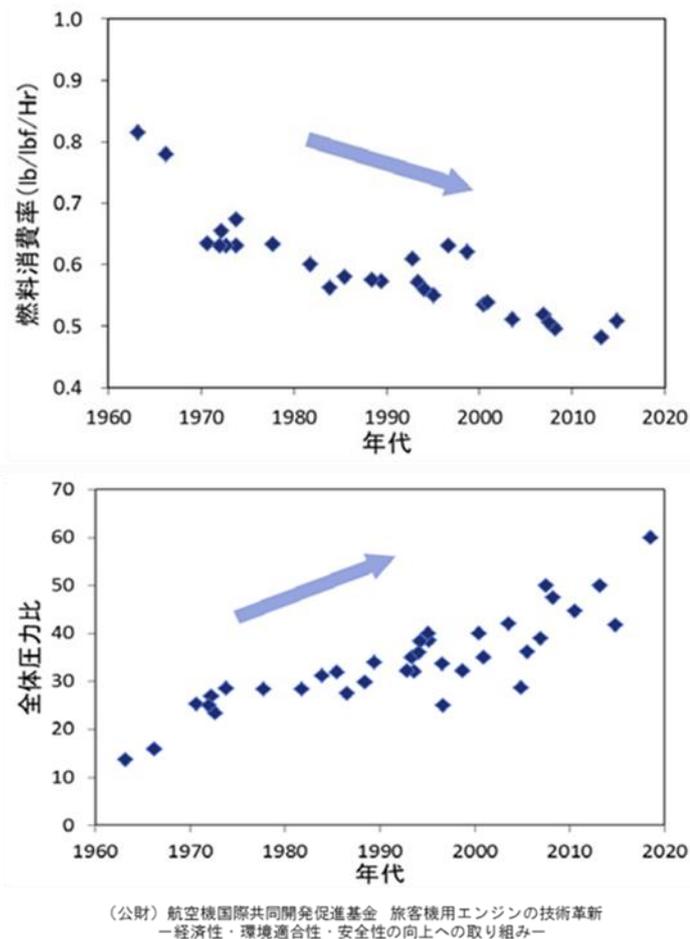


図1 旅客機の燃料消費率と全体圧力比の推移 [1]

1.1.2 全体圧力比と燃料消費率の関係

燃料消費率(Specific Fuel Consumption :SFC)は式(1)で示されるように熱効率, 伝達効率, 推進効率の3つの効率に依存することがわかる. この中でも熱効率は式(2)で表され, 圧力比に依存するため, 軸流圧縮機の圧力比の向上は機関全体の燃料消費率に影響を与える.

$$SFC = \frac{W_f}{F_n} \propto \frac{V_0}{\eta_{overall}} = \frac{V_0}{\eta_{thermal} \cdot \eta_{transfer} \cdot \eta_{propulsive}} \quad (1)$$

SFC : 燃料消費率, W_f : 燃料流量, F_n : 推力, V_0 : 機速,

$\eta_{overall}$: 全効率, $\eta_{thermal}$: 熱効率, $\eta_{transfer}$: 伝達効率, $\eta_{propulsive}$: 推進効率

$$\eta_{thermal} = 1 - \frac{q_L}{q_H} = 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2} = 1 - \frac{1}{\gamma^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (2)$$

$$\gamma = \frac{p_2}{p_1} \quad (3)$$

$\eta_{thermal}$: 理論熱効率, q_L : 排熱量, q_H : 加熱量, T_1 : 圧縮機入口温度, T_2 : 燃焼器入口温度, T_3 : タービン入口温度, T_4 : タービン出口温度, γ : 圧力比, p_1 : 圧縮機入口圧力, p_2 : 圧縮機出口圧力

1.1.3 軸流圧縮機の構造と要件

ジェットエンジンの概略図を図2に示す. 普通圧縮機には軸流圧縮機が用いられ, 回転軸に取り付けられた動翼とケーシングに取り付けられた静翼が交互に配置され, 動翼と静翼の一组を段と呼ぶ. 圧力比向上のためには段数を増加するほかに一段あたりの仕事を増加させる方法がある. 段数の増加は重量の増加につながるため, 航空機用としては特に一段あたりの仕事を増加させることが好ましい.

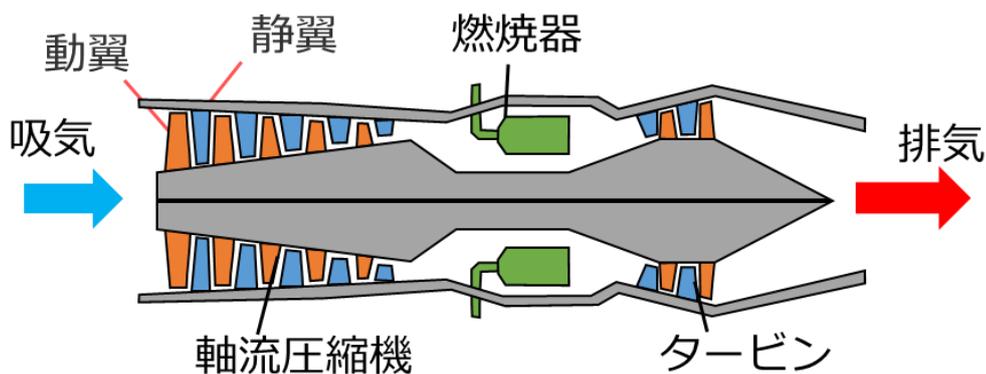


図2 ジェットエンジン概略図

1.1.4 ジェットエンジンの運転条件

図3に圧縮機の実験線図と作動線を示す. 圧力比の向上には回転数一定の場合, 流量を減少させることで達成できるが, ある値に圧力比が達するとサージ線という線と交わる. サージ線に達した際, 実際の圧縮機内部では空気が激しい振動を起こし, この現象をサージングと呼ぶ. 航空機のジェット

エンジンはこのサージングを起こさないように飛行するのが必須であり，過去にはこれが原因で墜落した機体も存在する [2] ．

しかし式(1)より燃料消費率の向上には圧力比の向上が必要であるため燃料消費率と圧力比は比例関係にある．図 3 の線図内には作動線があり，航空機のエンジンはこの作動線上で運転する．

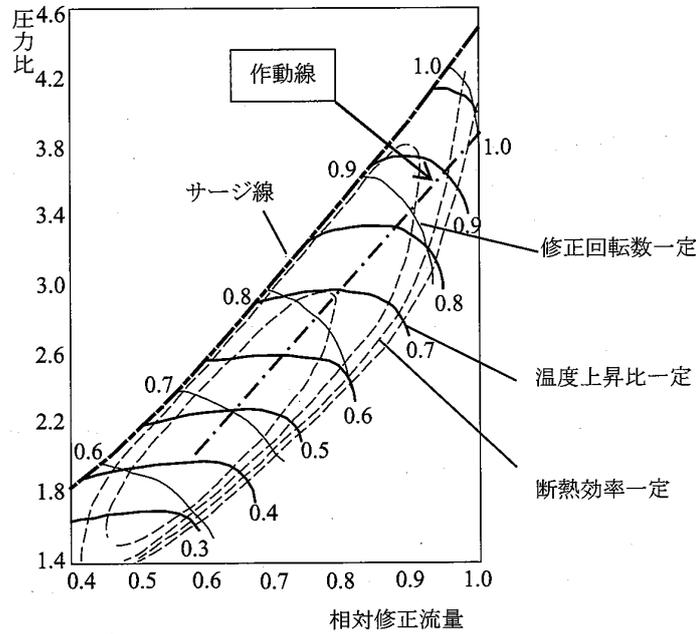


図 3 圧縮機の特性能線図と作動線

1.1.5 軸流圧縮機内部の流れ

圧縮機内部の作動流体と翼との関係は図 4 に示すようになる．動翼には主流速度 C_1 ，回転速度 U_1 との速度三角形により合成された相対速度 W_1 が流入角 β に係る．この相対速度の流入角は流量と回転速度により変化するが，前項より圧力比上昇のためには流量を減らすことが必要であるので流入角が増加する．動翼が失速すると前項で述べたサージングや旋回失速などの現象が発生するため，この失速の発生を抑える技術が求められる．

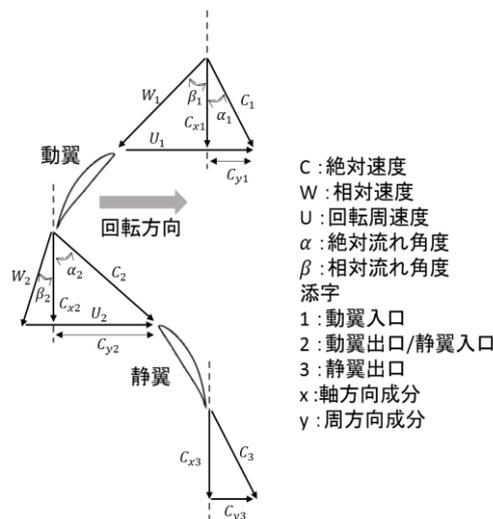


図 4 速度三角形

1.1.6 既存の失速特性改善技術

失速特性を改善する手法として既にケーシング・トリートメント [3] という手法が実用化されている。これはケーシング内壁に溝加工を施すもので、動翼から発生する翼端漏れ流れを助長し、翼端付近の流れを安定させることで失速特性を改善するメカニズムである。しかし、ケーシング内壁の全周にかけて設けた溝から翼端漏れ流れが多数発生し、効率及び圧力比が低下するという欠点を有する。図 5 に一例を示す。図 5 は EUROJET Turbo GmbH 製のユーロジェット EJ-200 というターボファンエンジンである。低圧圧縮機のケーシング内壁に回転軸に対し平行に加工された溝が確認できる。



図 5 ケーシング・トリートメントの例 [4]

1.2 研究目的

上記の背景に対し本研究は軸流圧縮機の圧力比、効率の低下を最小限に抑えた失速特性改善手法を提案することを最終目的とする。前項で述べたケーシング・トリートメントは溝加工をケーシング内壁の全周にかけて加工を施すため効率の低下を生じるが、本研究ではその翼端漏れ流れをピンポイントに供給することにより失速特性改善を目指す。その研究の第一ステップとして翼端漏れ流れをはじめとした翼列翼端部の流れを計測する環境の構築を目標とし、その環境で失速特性改善手法の提案を行う。

1.3 研究方法

失速特性改善手法の提案に向けたアプローチについて説明する。

1.3.1 環状翼列と直線翼列

軸流圧縮機の構造は図 2 の通りであるがこれを流入側から見た動翼が図 6(a)である。高速で回転する動翼の翼端部分を重視しつつ流速計測をすることは困難であり、また今回特に計測したい翼端漏れ流れ以外にコリオリ力など回転による影響も含む結果となる。今回は翼列の影響を計測したいので図 6(a)の環状の状態の翼列を図 6(b)のように一部で仮想的に切り、図 6(c)のように直線状に展開した「直線翼列」を実験の対象とする。直線翼列のパラメーターを図 7 に示す。

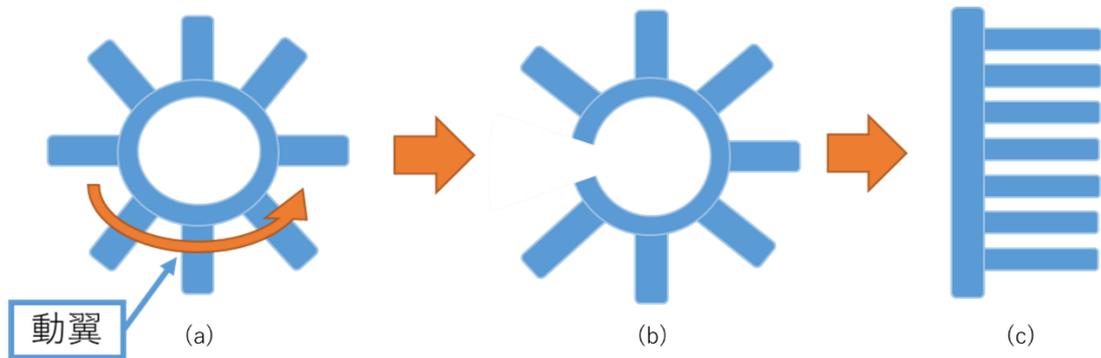


図 6 動翼と直線翼列の関係

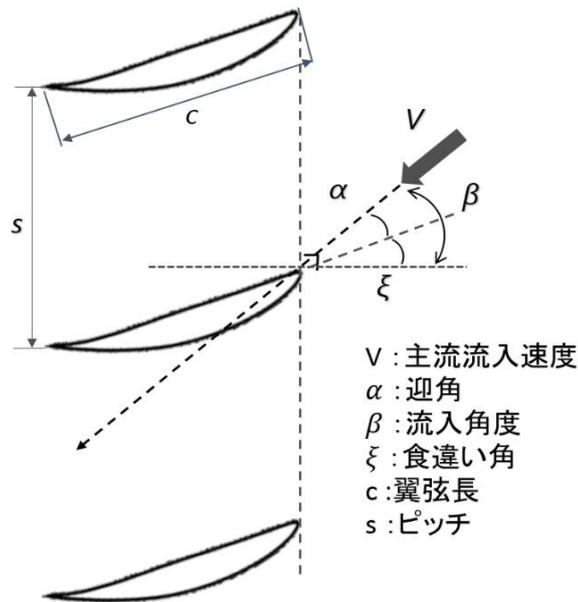


図 7 直線翼列のパラメーター

1.3.2 動翼と周囲の運動の関係

直線翼列実験は動翼を静止させて行うため、軸流圧縮機の動翼翼端付近の流れを扱うには周囲との運動の相対的な関係を再現する必要がある。翼と周囲の気体との相対関係は風洞を用いることで満足する。一方ケーシングと動翼の間にも相対的な運動の関係があり直線翼列にした際、翼端壁がケーシングに相当するため動翼とケーシングとの相対的な運動の関係を満たすために図 8(f)のように翼端壁を下方に運動させた条件で実験を行う必要がある。本研究では実験と計算、いずれについても直線翼列を対象とした。実験においてはそれを図 9 に示すようなムービングベルトを用いた構造で実現することにした。計算においては必要に応じて翼端側の壁の条件を変更した。

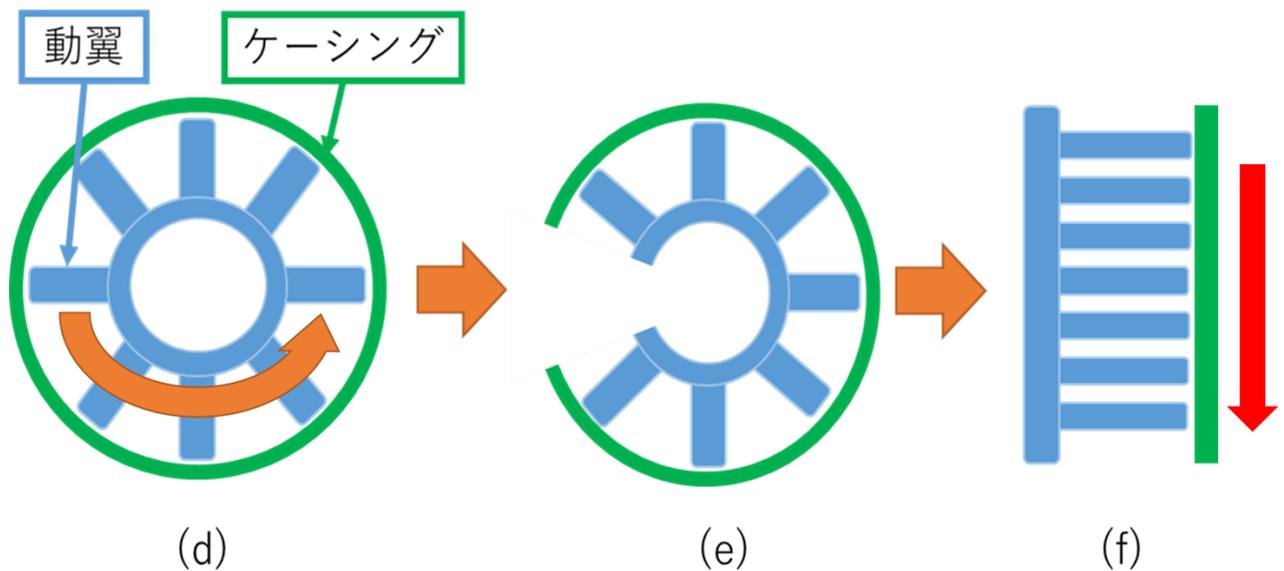


図 8 ケーシングと動翼の関係

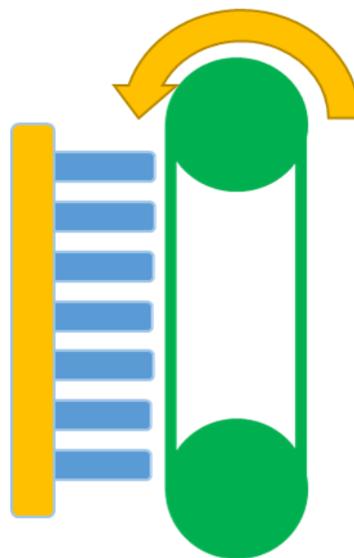


図 9 翼端壁の運動機構

1.3.3 風洞実験と数値解析

以上のモデルに対して風洞実験と数値解析を行う。風洞実験では翼端流れを観察することを目的に翼端間隙内の流速分布を計測するが、現状、流速分布以外のデータは取得するに至っていない。そこで風洞の計測結果を補完する目的で同条件の数値解析の結果を用いた。また、新たな失速特性改善手法を提案する際に風洞実験の場合、改善モデルの作成に多額の費用が掛かる [4]ため、改善モデルを数値解析したのち、高い効果が見込まれる改善モデルのみ風洞実験に応用するという手法を取る。ただし本研究では新たな失速特性改善手法の解析にとどまり、風洞実験への応用には至っていない。

第2章 実験機器

第二章では実験に係る装置について用途別に説明する。

2.1 風洞とその関連装置

2.1.1 直線翼列風洞

本研究で用いた直線翼列風洞を図 10 に示す。この風洞は最大流速 40[m/s]の低速吹き出し風洞であり、計測部である直線翼列取付部を円弧上のレール上を移動させることにより、流入角を任意に変化させることが可能である。翼列のピッチ, 食違い角によって図 11 に示すように翼取付板を用意する。この図に示す翼取付板はA,B,C,Dのいずれもピッチ $s=80$ [mm]で, 食違い角 ξ はそれぞれ 19.9° , 22.3° , 26.3° , 43.3° の4種類, 翼枚数は7枚である。なお先行研究 [5]より直線翼列後流の流速の周期性について調査され, 周期性が確保される範囲で計測を実施した。



図 10 直線翼列風洞



図 11 翼取付板

2.1.2 ハニカムコア

風洞の送風機から生じる旋回流を整流する目的でアルミハニカムコア「AH-60」を設けた。これは送風機出口直後に接着剤で設置したものでその外観を図 12 に、寸法情報はそれぞれ図 13, 図 14, 表 1 に示す。

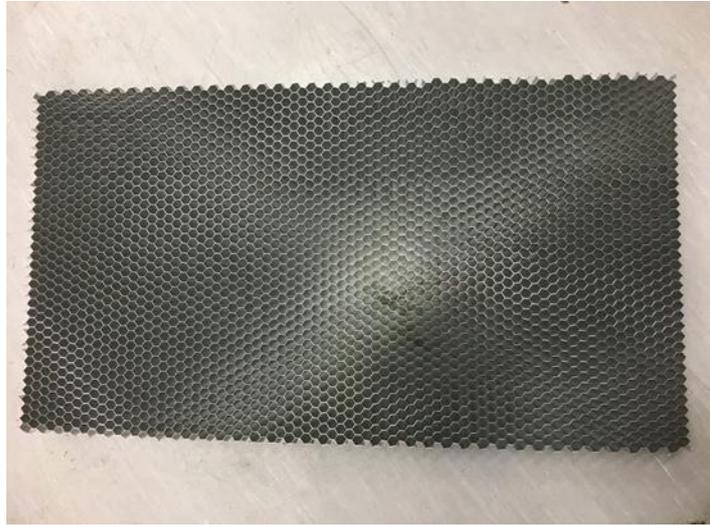


図 12 アルミハニカムコア外観

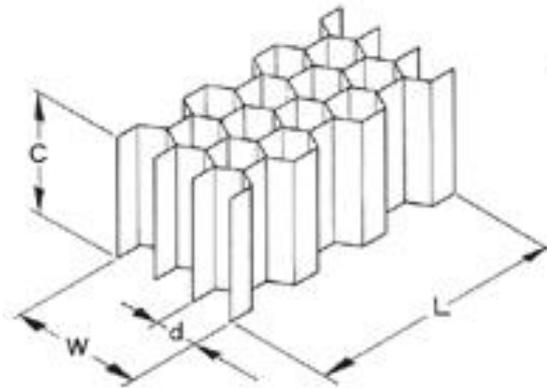


図 13 アルミハニカムコア寸法 [6]

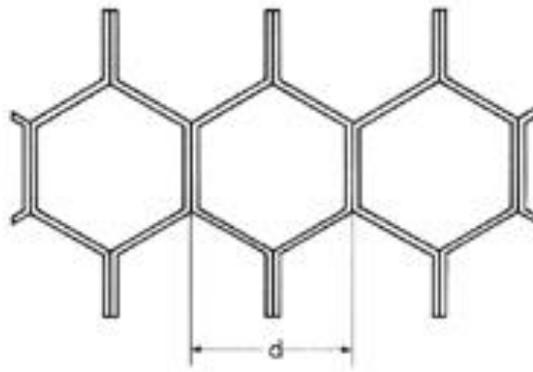


図 14 ハニカム寸法 [6]

表 1 アルミハニカムコア採用寸法

名称	寸法
C:厚さ[mm]	50
L:長さ[mm]	540
W:幅[mm]	690
d:セルサイズ[mm]	8.0
箔厚[μ m]	60

2.1.3 翼

直線翼列に用いる 7 枚の翼を外注にて製作した。その外観を図 15 に示す。翼型は NACA65-810 で素材はアルミニウム合金 A5052 を用い、五軸加工機で作成した。製作図面を付録 A とする。これを風洞計測部に設置し、翼端部には翼端間隙として 3.5mm を設けた。



図 15 直線翼列用翼の外観

2.1.4 黒染剤

前項の翼近傍を LDV で計測する際、トレーサー粒子以外の散乱光を減少させる目的で、直線翼列のうち測定対象である翼上から 4 枚目とレーザー光線に晒される翼上から 5 枚目には黒染剤を用いて黒染め処理を施した。使用した黒染剤はファインケミカルジャパン株式会社製のファイン・スプレーブラッセンで金属表面の反射防止のため成分にグラファイトを含むものである。使用した黒染剤を図 16 に、処理後の翼を直線翼列風洞に設置した様子を図 17 に示す。また黒染剤の諸元を表 2 に示す。



図 16 黒染剤



図 17 直線翼列風洞測定部

表 2 黒染剤の諸元

製造	ファインケミカルジャパン株式会社
品名	ファイン・スプレーブラッセン
品番	FC-142
成分	ウレタン樹脂
	セルロース系バインダー
	グラファイト微粉末
	酢酸エチル
	酢酸ブチル
	イソプロピルアルコール
	プロピレングリコールモノメチルエーテル
	1-ブタノール
	ジメチルエーテル

2.2 翼端間隙内の流速計測に係る装置

2.2.1 レーザードップラー流速計(LDV)

レーザードップラー流速計(以下, LDV の外観)を図 18 に, 諸元を表 3 に示す. 使用した LDV は日本カノマックス株式会社の smart LDV II である. LDV は計測部の主流内にプローブを挿入する必要がないため流速の非接触計測が可能であり, 比較的流れに影響を及ぼすことなく計測を行なうことができる. 後述の三軸トラバース装置と併せて用いた. 計測原理の概要を図 19 に示す. LDV プローブより照射したレーザー光を交差させ, 干渉縞を生じさせる. その干渉縞内に主流内の粒子が通過するとそれにより干渉縞の散乱光が生じる. その散乱光を取得し, 得られたドップラー周波数と既知の干渉縞の間隔から式(3)よりトレーサー粒子の速度が求まり, それを主流速度として計測する. 交差する二本のレーザー光の交点を主流方向垂直に照射するため, プローブが計測部後方に存在しない状態を作り出すことが可能であるが, 流体中の粒子の散乱光を検出するためトレーサー粒子を主流に混入させる必要がある [7]. また, 本研究では片方のレーザー光線の周波数にシフトをかけ, 流れの方向判定をした.

$$V = D_f \times (f_d - f_s) \quad (3)$$

V : 被計測流体の流速[m/s]

D_f : 干渉縞間隔[nm]

f_d : 計測ドップラー周波数[Hz]

f_s : 設定シフト周波数[Hz]



図 18 レーザードップラー流速計

表 3 LDV の諸元

使用レーザー	ダイオードレーザー
レーザー出力	60mW(クラスB)
Laser Wave Length(nm)	660.00
Crossing Angle(deg)	5.65
Fringe Space(μm)	6.70
Beam Space(mm)	40.00
Focal Length(mm)	393.50
Beam Diameter(mm)	1.30
Point: Width(μm)	254.67
Point: Length(μm)	5161.02

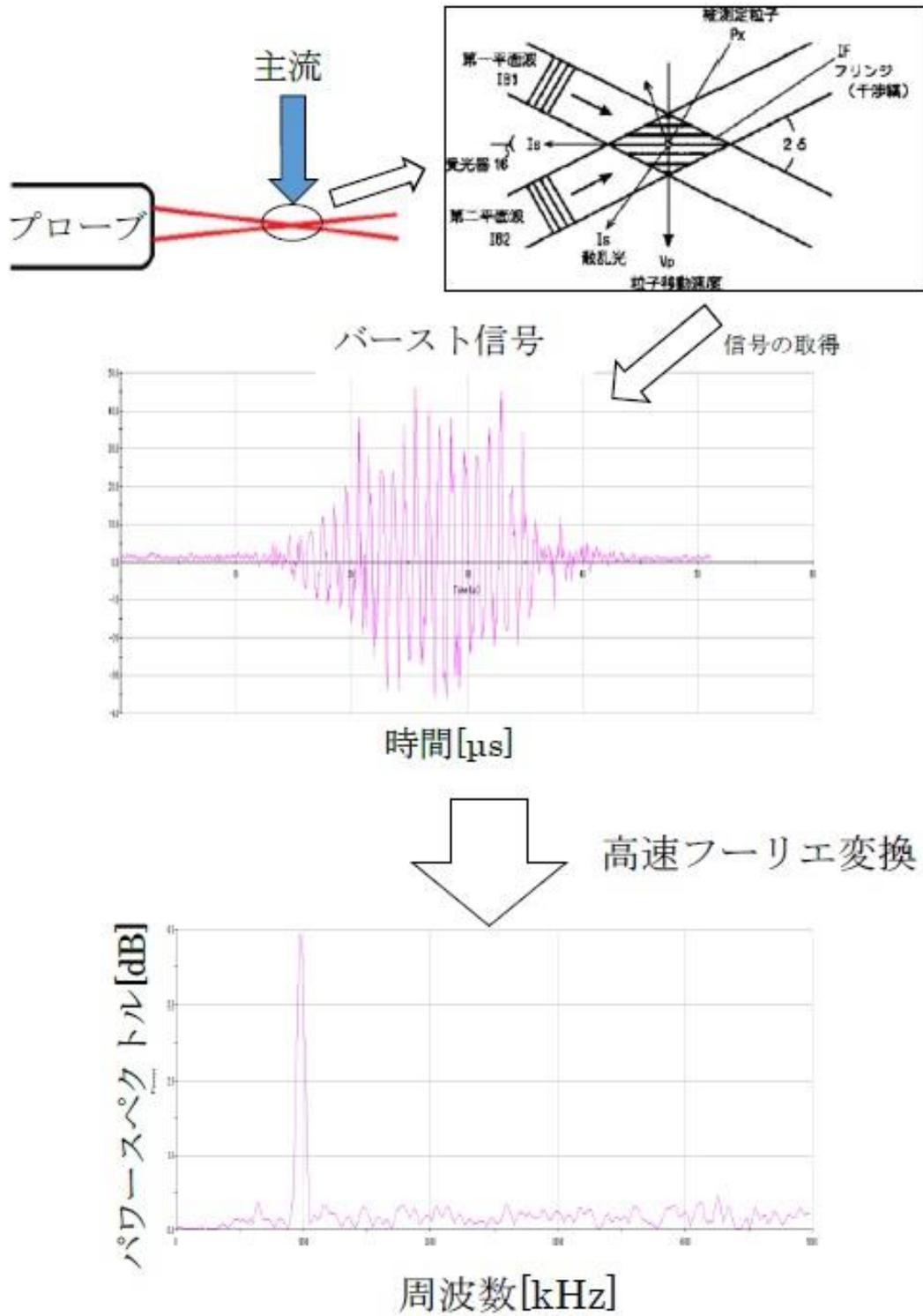


図 19 LDV 計測のメカニズム

2.2.2 三軸トラバース装置

三軸トラバース装置を図 20 に示す。LDV や熱線風速計などのプローブを取り付け、任意の座標に移動するものであり、上下左右前後方向に最大 1m の移動が可能で、0.02mm ごとの位置決め精度を有する。

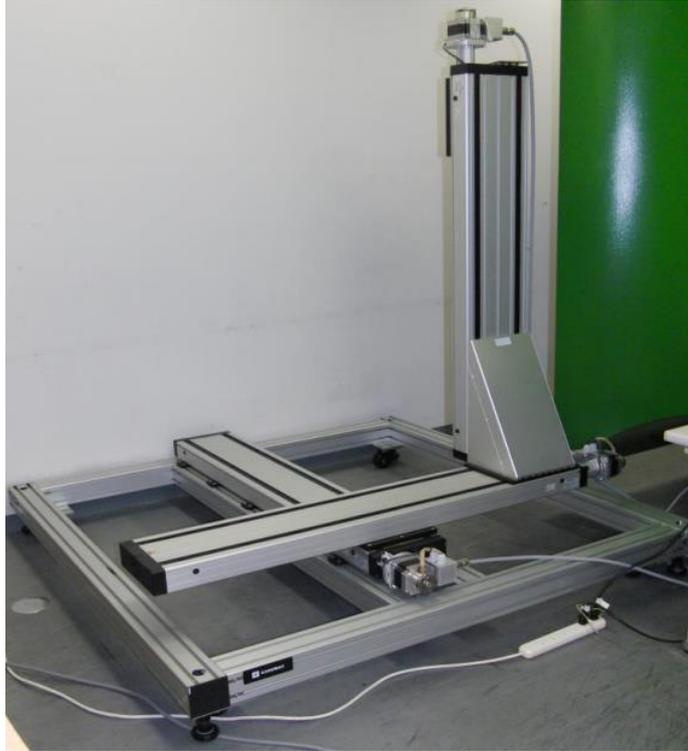


図 20 三軸トラバース装置

2.2.3 トレーサー粒子生成装置

LDV を使用するためには主流内にトレーサー粒子という粒子を混合するがそれを生成する装置と、付随する装置を記載する。以下の項に記載する装置は図 21 の順序で接続した。



図 21 トレーサー粒子生成装置の構成

2.2.3.1 エアロゾルジェネレーター

エアロゾルジェネレーターの外観を図 22 に示す。独・LA VISION 社製で Item-Number1108926 を用いた。圧縮空気で動作し、リキッドには市販のエクストラ・バージンオリーブオイルを用いた。トレーサー粒子の生成量はこちらに供給する圧縮空気の圧力調整で行い、圧縮空気の供給を止めるとトレーサー粒子の生成も止まる。図 22 の「outlet」よりトレーサー粒子と共にリキッドの一部が噴出し、風洞吸入口付近を汚染するため実験にはホースを接続し 2.1.1 直線翼列風洞項の風洞吸入口付近に

図 23 のように設置した。

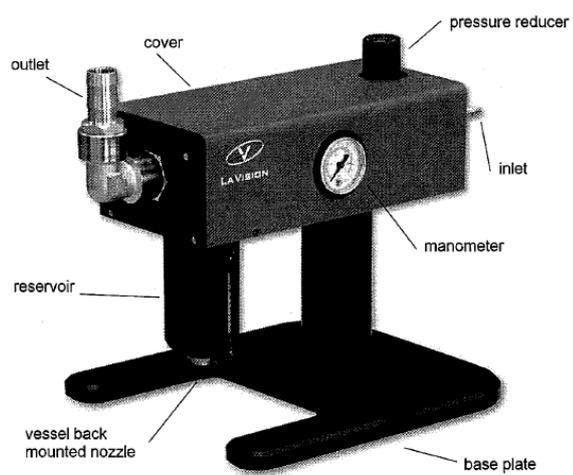


図 22 エアロゾルジェネレーター外観



図 23 トレーサー粒子吸入の様子

2.2.3.2 エアーコンプレッサー

前項に圧縮空気を供給するため図 24 に示すエアーコンプレッサーを用いた。これは Tong Cheng Iron Works 社製の「DR-115-22L」でタンクマウントタイプのレシプロコンプレッサーで圧縮した空気が風洞内に流入するのでオイルレスタイプとした。圧縮空気の安定供給のため同格のもう一台と並列接続した。



図 24 エアーコンプレッサー外観

2.2.3.3 エアーフィルター

エアーコンプレッサーからエアロゾルジェネレーターに供給される圧縮空気を清浄にする目的で株式会社日立産機システム社製のエアーフィルター「HAF-8A」を用いた。図 25 に外観を示す。濾過度 $0.3\ \mu\text{m}$ で毎分 $0.3\ \text{m}^3$ の空気の処理が可能である。



図 25 エアーフィルター外観

2.2.3.4 ミクロミストフィルター

エアークOMPレッサは風洞から吹きだされたトレーサー粒子雰囲気中に設置され、圧縮空気内にトレーサー粒子のリキッドが混入するがこれを除去する目的で株式会社日立産機システム社製のミクロミストフィルター「HMF-8A」を用いた。図 26 にその外観を示す。出口油分濃度が 0.08wtppm で毎分 0.5 m³の空気の処理が可能である。



図 26 ミクロミストフィルター外観

2.2.3.5 エアーレギュレーター

エアークOMPレッサからエアロゾルジェネレーターに供給する圧縮空気を減圧、調整、均一化する目的でトラスコ中山株式会社製のレギュレーター「TP-3R21GB-8」を用いた。外観を図 27 に示す。エアロゾルジェネレーター本体にもレギュレーターは付属しているが微調整が困難である点と視認性などの問題からこれを用いた。



図 27 エアーレギュレーター外観

2.2.3.6 エアーバルブ

エアロゾルジェネレーターに供給する圧縮空気の管路を開閉する目的で株式会社キッツ社製のボールバルブ「600WOG」を用いた。図 28 にその外観を示す。圧力損失が小さいボールバルブとし、耐食性の高い黄銅製とした。



図 28 エアーバルブ外観

2.3 その他流速計測に係る装置

上記の 2.2.1 以外の流速計測装置とそれに付随する装置の説明をする。

2.3.1 ピトー管

ピトー管を図 29 に示す。これは直線翼列風洞の主流計測に用いたツクバリカセイキ株式会社の「F-202 JIS 型ピトー管」で、その諸元を表 4 に示す。

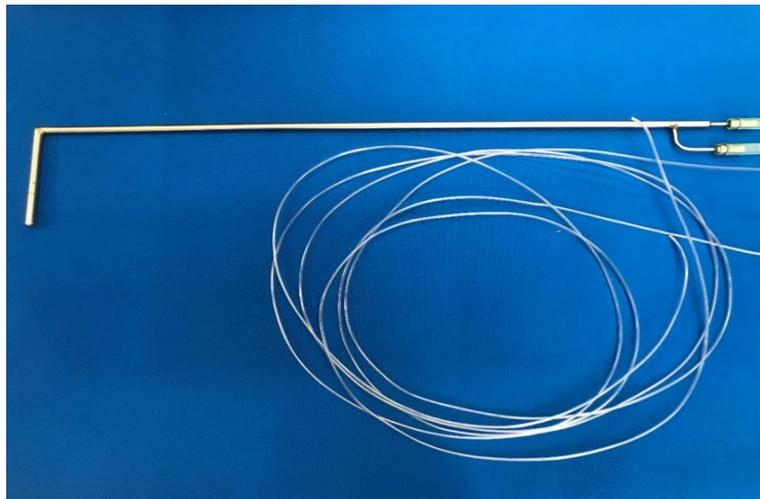


図 29 ピトー管の外観

表 4 ピトー管諸元

型番	F-202
管外径[mm]	6
全圧孔径[mm]	3
静圧孔径[mm]	1

2.3.2 沈鐘式微差圧計

風洞の主流速度を計測するために 2.3.1 ピトー管と共に東亜工業株式会社製の沈鐘式微差圧計「MP-2-100」を用いた。外観を図 30 に、仕様を表 5 に示す。

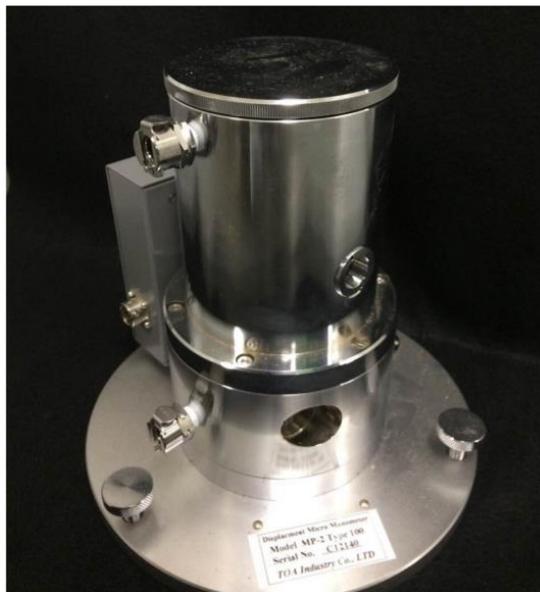


図 30 沈鐘式微差圧計検出部外観

表 5 沈鐘式微差圧計の仕様

型式	MP-2-100	
測定モード	差圧・ゲージ圧	
測定範囲	0.0~1000.0Pa (0.00~100.00mmH ₂ O)	
表示単位	Pa / mmH ₂ O切替	
表示分解能	0.1Pa / 0.01mmH ₂ O	
測定精度	±0.025% of rdg ±4digit	
温度影響係数	ゼロシフト	±0.0025% of F.S./°C (5~40°C)
	スパンシフト	±0.005% of F.S./°C (5~40°C)
アナログ電圧出力	10V dc ±0.01V at FS	
デジタル出力	並列BCD 1-2-4-8正論理	
出力インピーダンス	100Ω以下	
受圧面積	20cm ²	
校正方法	分銅による絶対校正	
使用温度範囲	5~40°C	
使用湿度範囲	20~80%RH	
シール液	HFE(ハイドロフルオロエーテル) 7300	

2.4 可動壁関係装置

風洞の測定部に設置した可動壁装置と、それに付随する装置の説明をする。

2.4.1 可動壁装置

可動壁を図 31 に、諸元を表 6 に示す。可動壁は緑色の回転するベルトを有しており、その運動は可動壁内に有する三相誘導電動機からの回転を、タイミングベルトを介して伝達される。電動機はインバーターにより電源周波数を制御することで最高回転数までの任意の回転数を出力でき、雰囲気中の空気に運動を与えることを目的に運転する。



図 31 可動壁

表 6 可動壁の諸元

可動壁		
製造	株式会社 栄光工業	
材質	SS400	
電動機	製造	三菱電機
	形名	SF-PR(200V-4P-2.2kW)
	電圧[V]	200
	出力[kW]	2.2
	極数[P]	4
	定格電流[A]	8.8
	定格回転速度[rpm]	1745
	エネルギー消費効率[%]	89.9
	概略裸質量[kg]	29
総重量[kg]	350	
ベルト角度[deg]	制限なし	
最低ベルト速度[m/s]	8	
最高ベルト速度[m/s]	140	
ベルト	製造	三ツ星ベルト
	シリーズ	Tailor belt
	品種	NS82UGO/2G
	サイズ[mm]	300×3250

2.4.2 インバーター

前項の可動壁装置には三相誘導電動機が用いられているがこれの回転数の制御には図 32 に示すインバーターを用いた。これは三菱電機株式会社製の「FR-D720-2.2K」で2.2KW までの電動機を駆動できるもので、諸元を表 7に示す。



図 32 インバーター

表 7 インバーター 諸元

インバータ 諸元	
製造	三菱電機
シリーズ	FREQROL D-700
品番	FR-D720-2.2K
適用モータ容量[kW]	2.2
定格容量[kVA]	4.0
定格電圧	三相200-240V
定格電流[A]	10.0
冷却方式	強制空冷
概略質量[kg]	1.4
制御方式	Soft-PWM制御
出力周波数範囲	0.2~400Hz

第3章 風洞実験

直線翼列風洞を用いて翼端間隙内の流速分布の取得を行う。

3.1 実験条件

翼列パラメーターを図 7 に示す。参考文献 [8] の環境を模擬するよう翼列のパラメーターを決定しそれを表 8 に示す。なお風洞の主流速度は 40[m/s] で一定とし、翼端壁面の速度は可動壁装置のベルトを 21[m/s] にすることで模擬した。なお先行研究 [5] より翼列の周期性が保たれている範囲で計測を行った。また LDV の計測条件を表 9 に示す。

表 8 翼列の実験条件

ピッチ S [mm]	80
食違い角 ξ [deg]	26.3
流入角 β [deg]	45
迎角 α [deg]	18.7

表 9 LDV の計測条件

レーザー波長 [nm]	660.0
レーザー交差角度 [deg]	5.65
レーザーシフト周波数 [MHz]	2.000
Trigger Level [-]	22
Input Gain [-]	20

計測領域は図 33 赤色の領域の翼端間隙内である。3.5[mm]ある翼端間隙の翼端から 2.5[mm]離れた位置に計測面を取ったがこれは LDV のレーザー光線が入射可能で、かつ最小の翼端間隙である。図 34 にその計測点を示す。計測時間の都合上最も時間を要する翼背面側から 50[%] Chord 以上の領域において計測点を間引いた。これはレーザー光線の散乱光を計測する関係でこの領域の計測難易度が高く、LDV の Trigger Level, Input Gain はこの領域を計測できるように調整した。

可動壁装置、直線翼列を風洞計測部に設置した様子を図 35 に示す。この翼端間隙内を LDV で、翼スパン方向の流速分布を計測した。翼端間隙から翼端壁に向かう流れを正、翼端間隙から翼端へ向かう流れを負として表す。なお、レーザー光線が装置に干渉することを防ぐために図 36 のように LDV のプローブを 2.3[deg]傾けて計測を行った。

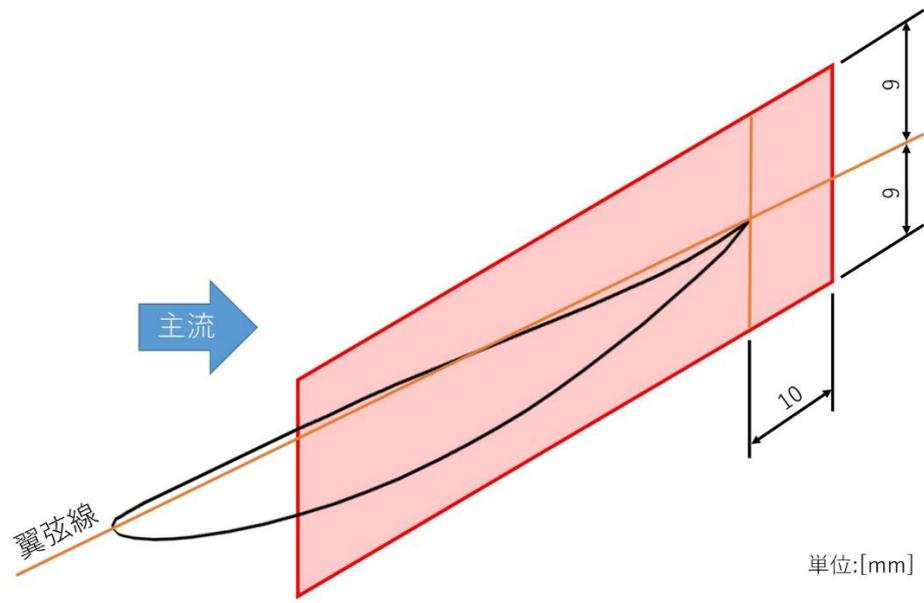


图 33 LDV 計測範圍

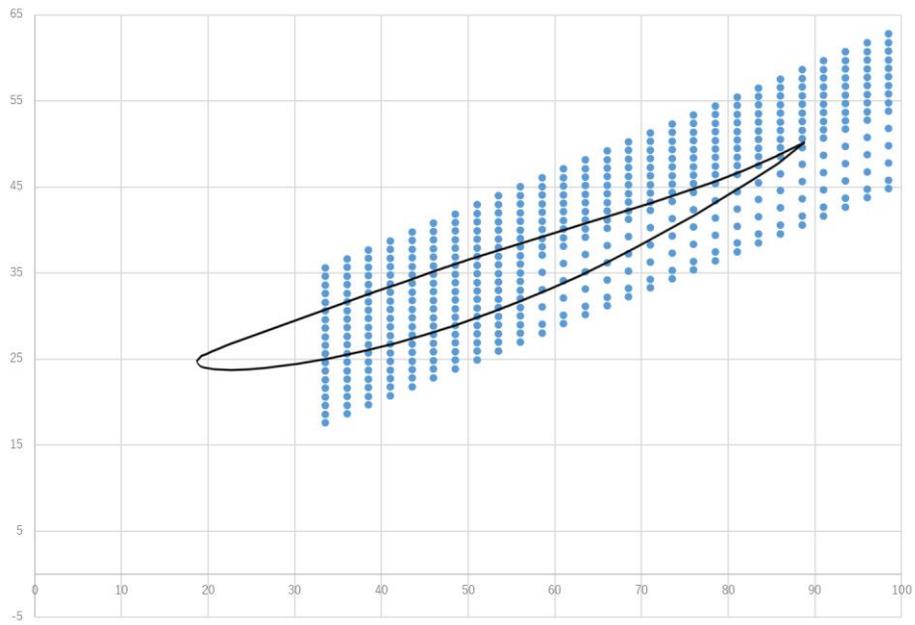


图 34 LDV 計測点

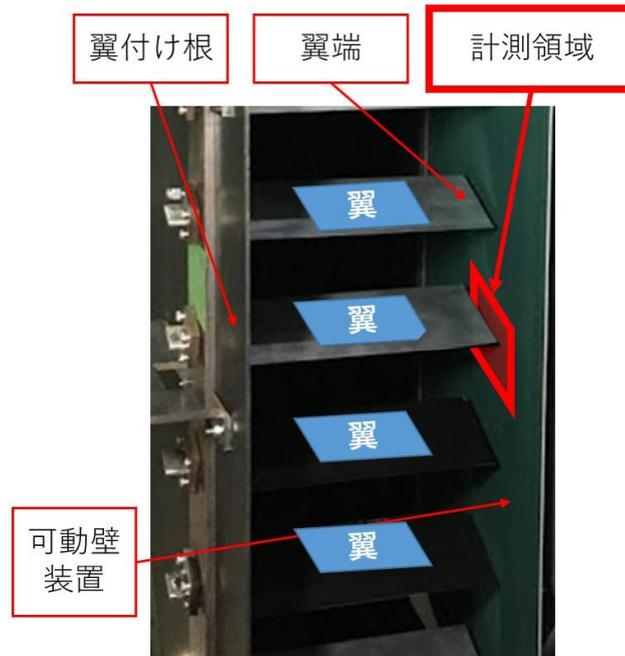


図 35 計測領域外観

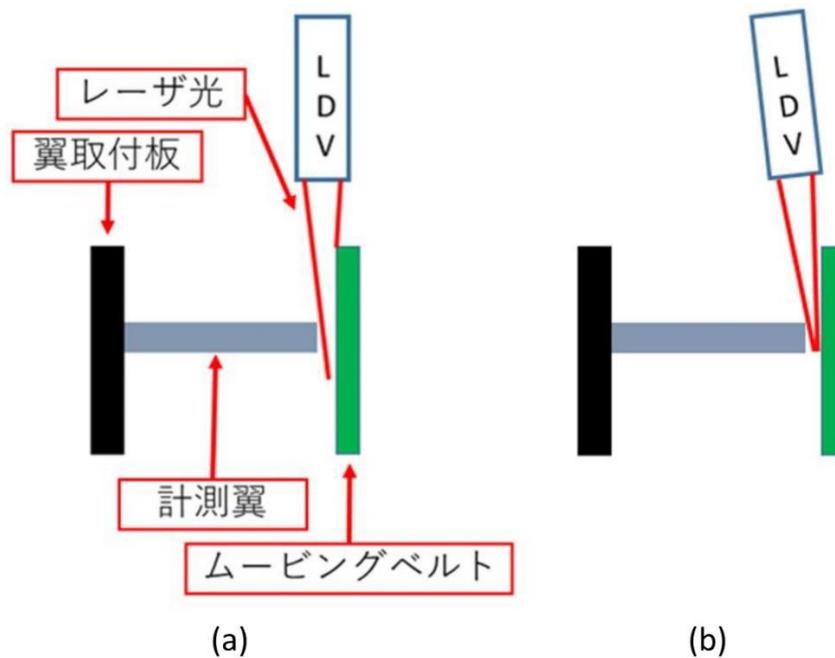


図 36 レーザー光線の照射位置

3.2 実験結果と考察

翼端壁の運動がない結果を図 37, 翼端壁を 21[m/s]で運動させた結果を図 38 に示す. 大まかな流速分布として翼の腹面に翼端間隙から翼端壁へ流れる正の分布, 背面に翼端間隙から翼端へ流れる負の分布を取り, それらは図中の翼弦線近傍で推移していることがわかる. これは主流の影響により腹面と背面の間で圧力差が生じ, 腹面側の圧力が高くなった影響で腹面側から翼端間隙内を通過して背

面側へ漏れ出る翼端漏れ流れであると推察する。翼端漏れ流れは図 39 に示すようなもので、漏れと思われる結果は観測できたがその断定と、方向を観測するには至らなかった。

翼背面の後縁近傍では正の値と負の値が隣接する部分が生じた。これは翼弦線に主流上流から見て半時計周りの渦を巻く翼端漏れ渦であると考察する。特にこれは図 39 や図 40 に示す翼端漏れ渦と推測した。

翼端壁の運動による影響について考察する。翼端壁が静止している図 37 の結果と比較すると翼端壁が運動している図 38 の結果では翼背面の値が比較的 0 に近いことがわかる。これは翼端壁が運動したことにより流体の粘性で図 41 (a) から (b) のように図中下方へ引きずられた結果であると考察し、またこれは翼端壁が静止しているときの計測結果が翼端漏れ流れであるという推察を裏付ける変化である。さらに後縁付近において、上で翼端漏れ渦と考察したときの翼端渦中心にあたる位置に変化が生じた。仮に当該領域が翼端漏れ渦であり、中心がそれであると仮定すれば翼端漏れ渦の角度が図中下方に向いたことがうかがえる。翼端壁の運動がない場合、翼端漏れ渦の中心は翼端間隙の外に出た部分から水平、すなわち主流に平行方向に折れ、方向を変えている。一般的に翼端渦は主流下流に進展するためこのような分布になったと考察するが、翼端壁の運動が加わった場合、図中下方の力を受け、翼端漏れ渦の進展する方向がさらに図中下方へ曲げられたと考察する。

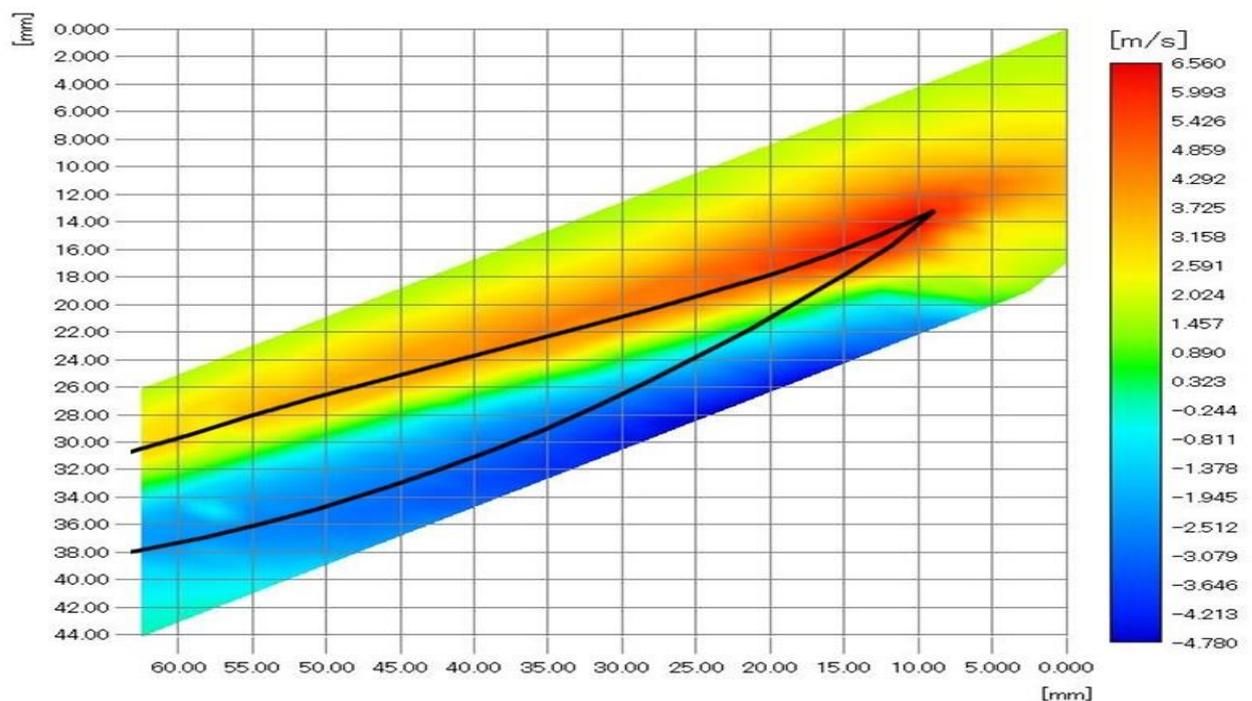


図 37 風洞実験結果 ($V_w=0$ [m/s])

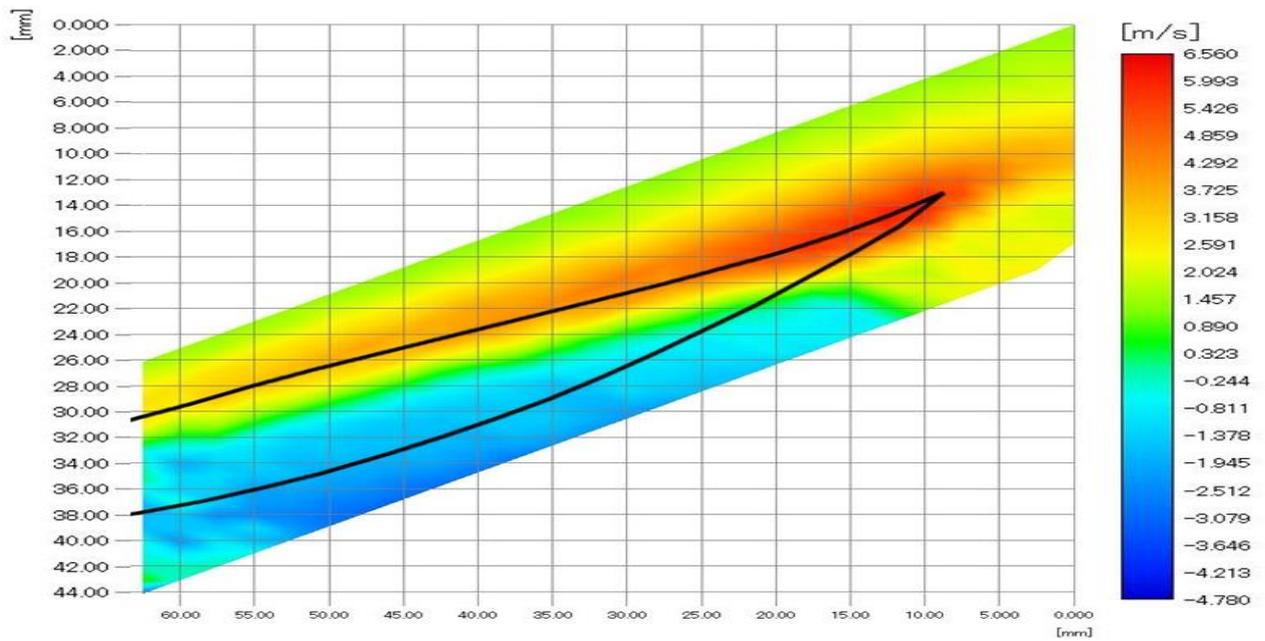


図 38 風洞実験結果 ($V_w=21$ [m/s])

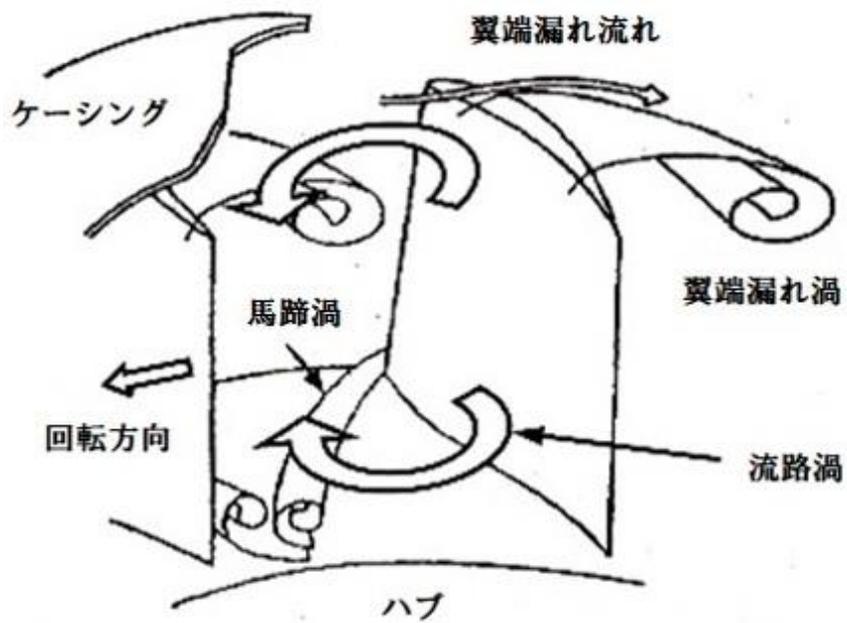
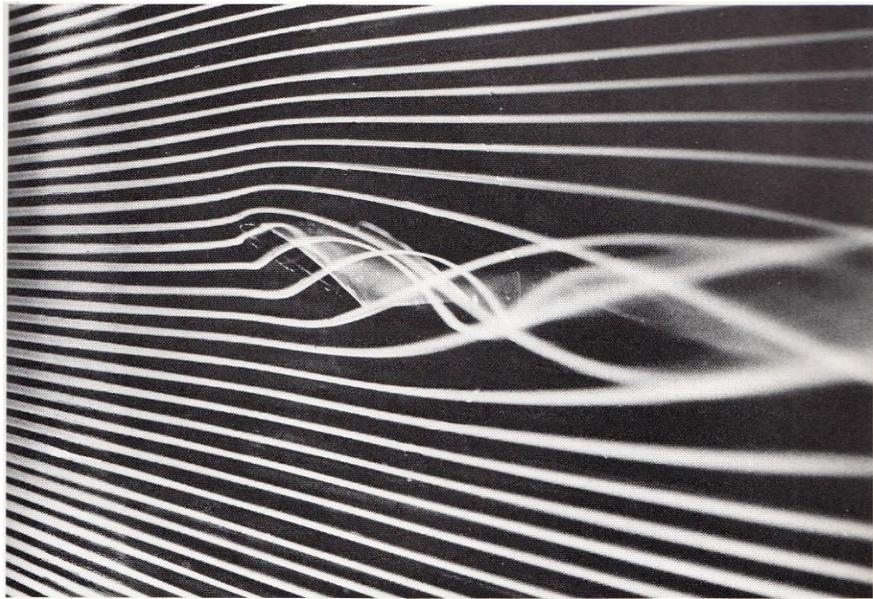


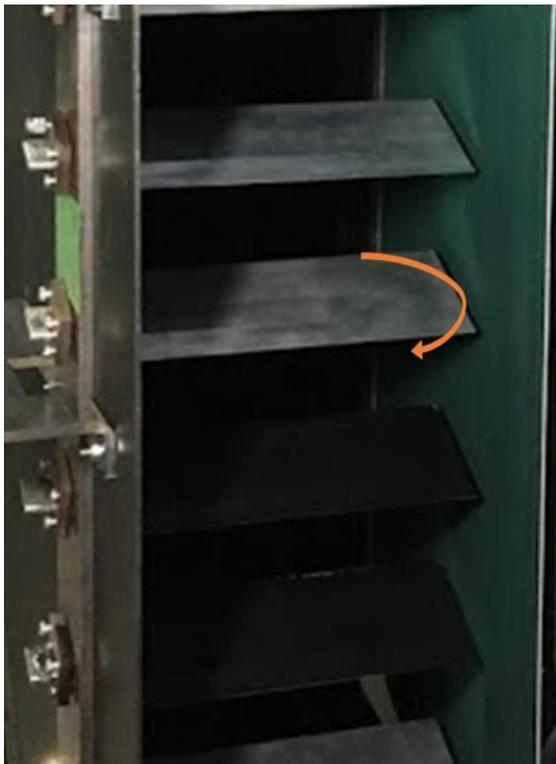
図 39 軸流翼間に生じる様々な渦 [9]



157 三次元翼の翼端渦

〔空気, 速度 8 m/s, 翼弦長 200 mm, $Re=1.1 \times 10^5$, 煙流脈法〕

図 40 翼端渦の例 [10]



(a)



(b)

図 41 翼端壁の運動の影響の考察

第4章 数値解析

前章で得られた結果を補完する目的で数値解析を行った。解析ソフトには JAXA が開発した三次元圧縮性流れソルバーである UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) を使用した。なお、非定常な渦が発生するケーシング・トリートメントと異なり、チップ・トリートメントでは定常的な渦が発生すると予想したため本研究では定常計算とした。

4.1 数値計算法

4.1.1 支配方程式

支配方程式はナビエ・ストークス方程式を用いた。式(4)に支配方程式を示す。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_j}{\partial x_j} + \frac{\partial F_{V_j}}{\partial x_j} = 0 \quad (4)$$

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_j \\ E \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$F_j = \begin{pmatrix} \rho u_j \\ \rho u_j u_i + p \delta_{ij} \\ \rho u_j H \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$F_{V_j} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\tau_{ij} \\ -\tau_{ij} u_i - \kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} \end{pmatrix} \quad (7)$$

内部エネルギーは

$$E = \rho C_v T + \frac{1}{2} \rho u_j^2 \quad (8)$$

$$H = \frac{E + p}{\rho} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} u_j^2 \quad (9)$$

応力テンソルは

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (10)$$

熱伝導係数は

$$\kappa = \frac{\gamma R_\mu}{P_r (\gamma - 1)} \quad (11)$$

P_r は式(12)のように定義される

$$P_r = \frac{\mu C_p}{\kappa} = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5} \quad (12)$$

式(13)の気体の状態方程式と、式(14)の音速を求める式を用いて式(5)の熱伝導項を変形する。

$$p = \rho RT \quad (13)$$

$$c^2 = \gamma \frac{p}{\rho} = \gamma RT \quad (14)$$

$$\kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} = \frac{\mu}{P_r(\gamma - 1)} \frac{\partial c^2}{\partial x_j} \quad (15)$$

各種の値は密度，音速，長さの基準無次元化量 ρ_0, c_0, L_0 を基に無次元化される．基準状態における値を下添字*，無次元化量を下添字0で，無次元化された変数をハットで示す．

$$\rho = \rho_0 \hat{\rho} \quad (16)$$

$$u = c_0 \hat{u} \quad (17)$$

$$x = L_0 \hat{x} \quad (18)$$

基準無次元化量を用いると時間 t ，圧力 p ，粘性係数 μ ，温度 T の無次元化は以下の通りとなる．

$$t = \frac{L_0}{c_0} \hat{t} \quad (19)$$

$$p = p_0 \hat{p} = \rho_0 c_0^2 \hat{p} \quad (20)$$

$$\mu = \mu_0 \hat{\mu} = \rho_0 c_0 L_0 \hat{\mu} \quad (21)$$

$$T = T_0 \hat{T} = \frac{c_0^2}{R} \hat{T} \quad (22)$$

無次元化量を用いて支配方程式を無次元化すると以下の通りとなる．

$$\frac{\partial \hat{p}}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \hat{p} \hat{u}_j}{\partial \hat{x}_j} = 0 \quad (23)$$

応力テンソルは

$$\tau_{ij} = \rho_0 c_0^2 \hat{\tau}_{ij} \quad (24)$$

よって，運動量保存式は

$$\frac{\partial \hat{p} \hat{u}_j}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial}{\partial \hat{x}_j} (\hat{p} \hat{u}_i \hat{u}_j + \hat{p} \delta_{ij}) + \frac{\partial \hat{\tau}_{ij}}{\partial \hat{x}_j} = 0 \quad (25)$$

エネルギー保存式は

$$\frac{\partial \hat{E}}{\partial \hat{t}} + \frac{\partial \hat{p} \hat{u}_j \hat{H}}{\partial \hat{x}_j} + \frac{\partial}{\partial \hat{x}_j} \left(\hat{\tau}_{ij} \hat{u}_i + \frac{\hat{\mu}}{P_r(\gamma - 1)} \frac{\partial \hat{c}^2}{\partial \hat{x}_j} \right) = 0 \quad (26)$$

で示される．

なお，解析結果の圧力分布図等は式(16)の無次元化された値である．

4.1.2 乱流モデル

乱流モデルには Spalart-Allmaras (S-A) の VRESION Ia を用いた．S-A は渦粘性係数 ν_t を変数とする1方程式モデルである．式(27)～(32)に各式を示す．

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1} , \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} , \chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (27)$$

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1}[1 - f_{t2}]\tilde{S}\tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma}\{\nabla \cdot [(v + \tilde{\nu})\nabla\tilde{\nu}] + c_{b2}(\nabla\tilde{\nu})^2\} - \left[c_{\omega1}f_{\omega} - \frac{c_{b1}}{\kappa^2}f_{t2} \right] \left[\frac{\tilde{\nu}}{d} \right]^2 + f_{t1}\Delta U^2 \quad (28)$$

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{t2} , \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (29)$$

$$f_{\omega} = g \left[\frac{1 + c_{\omega 3}^6}{g^6 + c_{\omega 3}^6} \right]^{\frac{1}{6}}, \quad g = r + c_{\omega 2}(r^6 - r), \quad r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S}\kappa^2 d^2} \quad (30)$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4} \chi^2) \quad (31)$$

$$f_{t1} = c_{t1} g_t \exp\left(-c_{t2} \frac{\omega_t^2}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2]\right) \quad (32)$$

モデル定数は以下の値である.

$$c_{b1} = 0.135.5, \quad \sigma = \frac{2}{3}, \quad c_{b2} = 0.622, \quad \kappa = 0.41, \quad C_{\omega 1} = \frac{c_{b1}}{\kappa} + \frac{(1 + c_{b2})}{\sigma}, \quad C_{\omega 2} = 0.3, \quad C_{\omega 3} = 2, \\ C_{v1} = 7.1, \quad C_{t2} = 2, \quad C_{t3} = 1.2, \quad C_{t4} = 0.5$$

4.1.3 解析対象

図 42 に解析領域を示す. モデルは直線翼列風洞であるがその 1 流路をモデル化し, 上下面を周期境界条件とした. 翼前縁・後縁より 0.25 Chord 長の領域を O 型格子とし, 流入・流出面は翼周りのメッシュから 2 Chord 長の領域を H 型格子とした. その他迎角などは風洞実験に準じ, 定常計算とした.

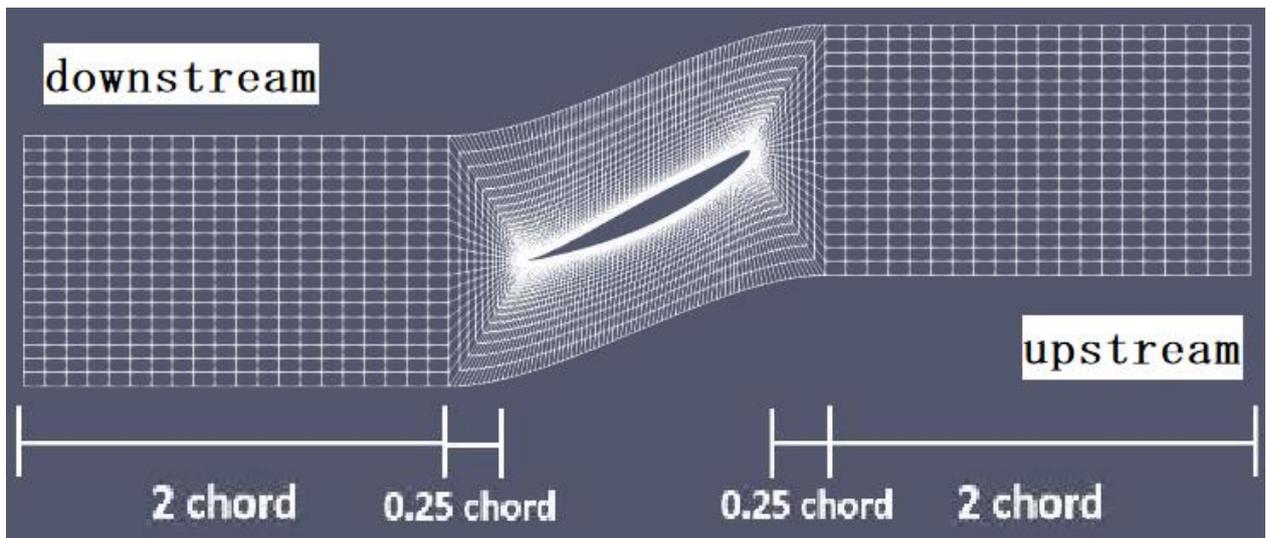


図 42 解析領域

4.2 解析結果

数値解析の結果を, 翼端壁の運動がない場合については図 43 に, 翼端壁の運動がある場合については図 44 に示す. 解析対象, 描画方法などは風洞実験の結果と同様で, 翼端間隙内の翼端から 2.5[mm] 離れた面で, 正が翼端間隙から翼端壁向きの流れ, 負が翼端間隙から翼端向きの流れである. なお流速は式(33)を用い, 標準状態の音速で無次元化した.

$$U = \frac{u}{340.2940} \quad (33)$$

翼端壁の運動のない場合とある場合のいずれについても、翼腹面側に正の分布、背面側に負の分布を生じた。

図 43, 図 44 と比較すると、翼後縁部付近において速度約 0.005[-]の黄色の領域を生じた。また正領域も比較的広範囲に生じたが流速の最大値は変わらなかった。また負の領域は主に翼の翼弦線に平行に分布した。また図 44 より背面に近い領域で生じ、図中横軸 45[mm]付近では負の領域が主流に平行に近い傾きの分布に湾曲した。

一方、図 44 では負の領域がやや上に凸になりながらも主流に平行に分布した。

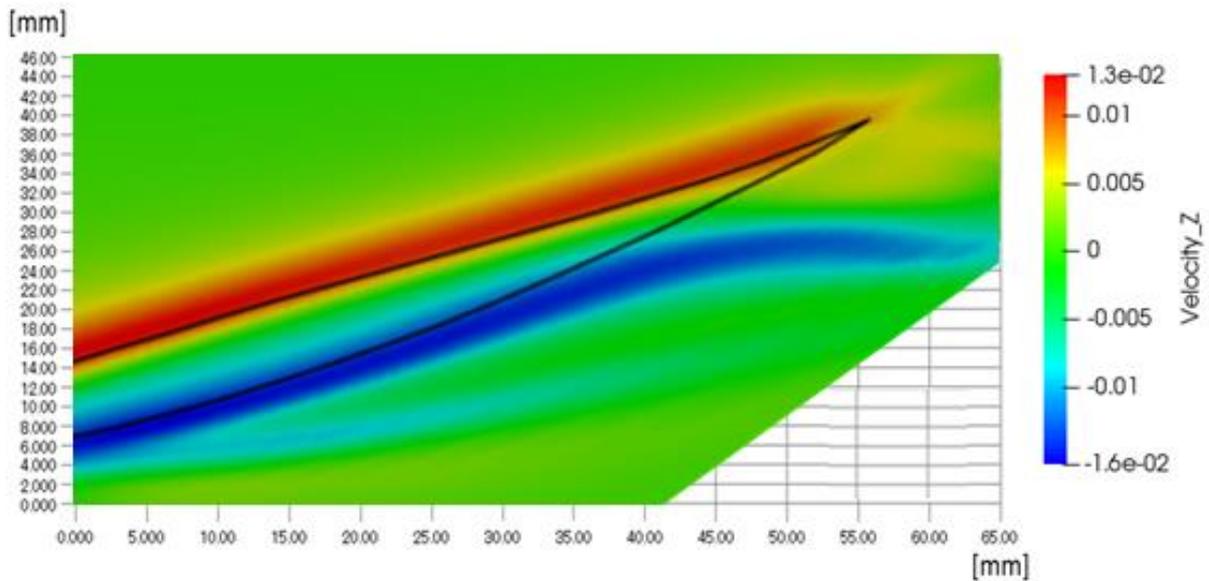


図 43 数値解析結果 ($V_w=0$ [m/s])

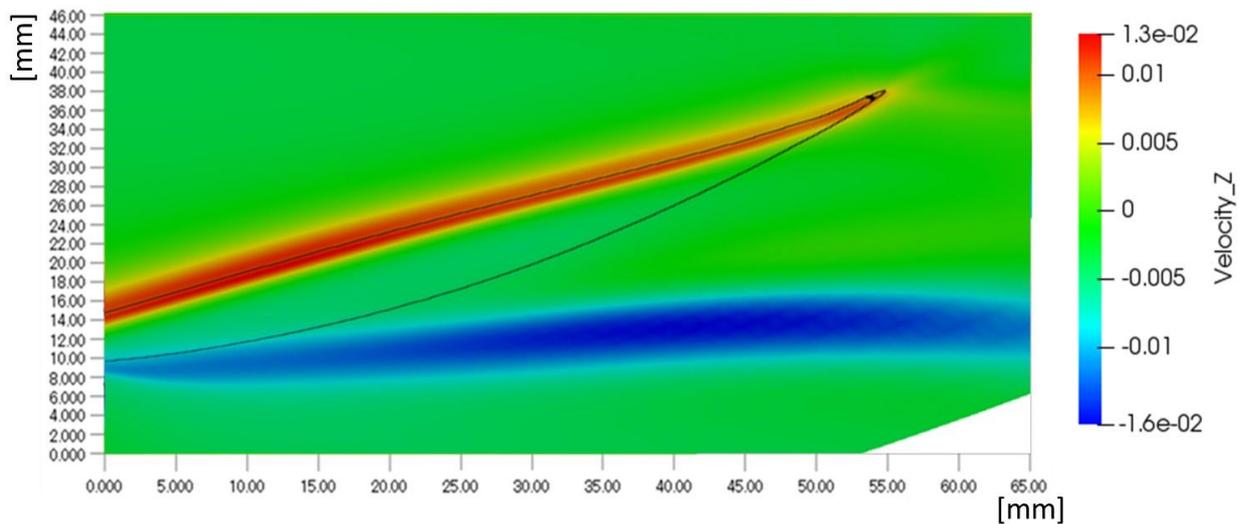


図 44 数値解析結果 ($V_w=21$ [m/s])

第5章 結果の比較

前章までに風洞実験と数値解析それぞれの結果を示したが本章ではこれらの結果の比較を行う。風洞実験と数値解析とで翼と翼端間隙のサイズ，翼列のピッチ，食違い角，流入角，（迎角）と，翼端壁面速度，主流速度は一致している。なお数値実験では気温が 15[°C]で一定であるが，風洞実験では 14[°C]から 24[°C]で推移した。

5.1 相対的比較

図 45 は翼端壁面の運動がない場合の結果であり (a)が風洞実験，(b)が数値解析の結果を再掲したものである。以下に示す特徴が共通した。

- ・ 翼腹面側に赤色の分布
- ・ 翼背面に青色の分布
- ・ 翼後縁，背面近傍の黄色の分布

以上 3 点より，(b)の数値解析の結果は風洞実験の現象を相対的に模擬できていると判断した。

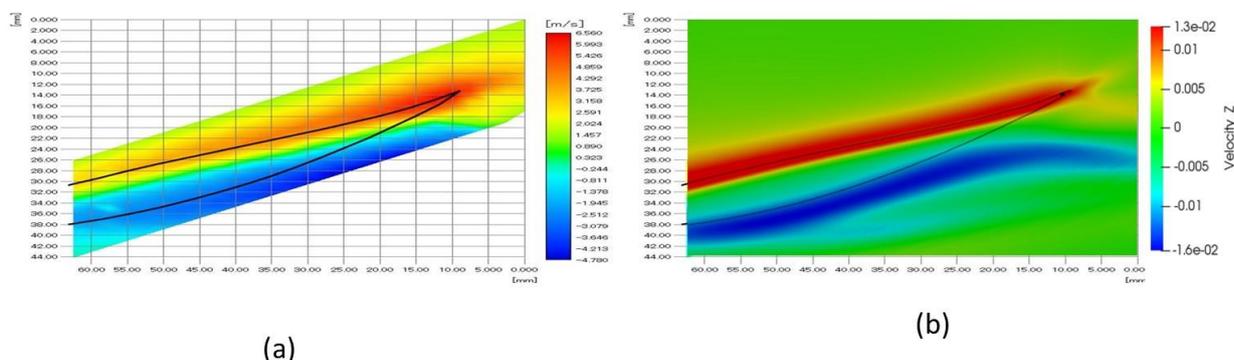


図 45 風洞実験と数値解析の結果比較

5.2 絶対的比較

図 45 (b)の流速は無次元化されたもので，スケールは数値解析の結果に適合したものである。スケールを風洞実験と数値解析で等しいものにしたものが図 46 である。(c)が(a)と同条件の計測範囲で数値解析結果と合わせるためコンターのスケールを一部変更している。(d)は(c)の結果とコンターを合わせた数値解析結果である。(d)において，青色の分布においては風洞実験の結果を模擬できていると考えられるが赤色の分布において，スケールが一致していないことがわかる。このことより，流速の相対的な分布を模擬できているが，特に翼腹面において絶対的な流速分布は模擬しきれておらず，改善の余地があると考察する。

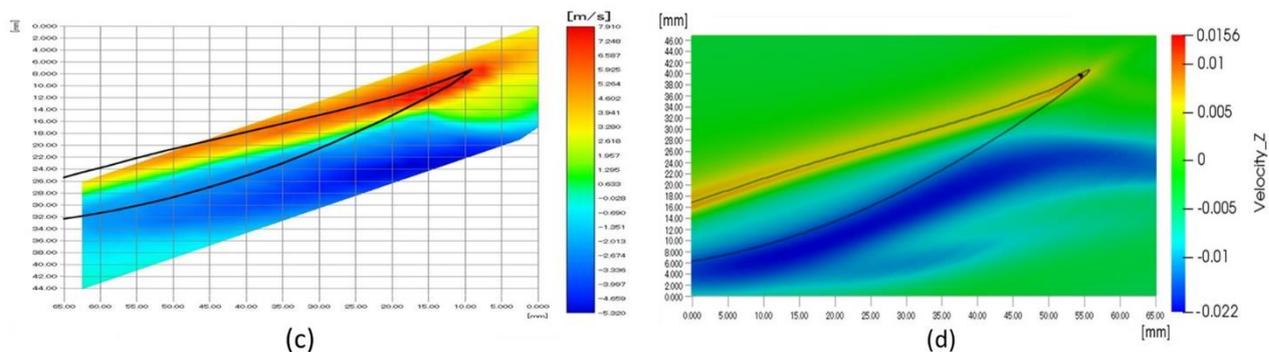


図 46 スケールの等しい風洞実験と数値解析の結果比較

5.3 数値解析結果の位置付け

前項で風洞実験結果と数値解析結果を比較し、数値解析結果の信頼性を評価した。その結果、スケールを合わせた結果である図 46 では十分に再現できているとは言えないと考える。しかしスケールをそれぞれの結果で適合させた結果である図 45 ではおおむね合っていると判断した。そのため数値解析を用いて定量的な議論は不適切であるが定性的な議論や、傾向を観察するには適していると考える。そのため以降は風洞実験の結果を補完する目的で数値解析の結果を使用した。

5.4 数値解析結果の利用

風洞実験では、流速分布のみの計測にとどまったが数値解析結果を裏付ける結果が得られたため、以後は数値解析の結果を用いて現象の解明をする。

5.4.1 翼端漏れ流れの観察

風洞実験結果である図 37, 図 38 において翼端漏れ流れを推測した。この領域を数値解析上で観察し、翼端漏れ流れの断定を行う。翼の前縁から 50[%] Chord の部分において、コード線に垂直な面を取り、下流から上流方向を見た図に圧力分布と速度ベクトルを描画したものを図 47 に示す。圧力分布をコンターで、速度ベクトルを白色矢印で示す、白色の部分は翼の断面であり図中白色部の右端が翼端に、上面が腹面、下面が背面に相当し、手前に後縁が位置する。

圧力分布を観察する。翼腹面側は主に赤色、翼背面側は主に青、緑の分布となり、比較的腹面側の圧力が高まった。また翼端間隙内も青、緑の分布となり、これと比較しても圧力が高いことが分かった。

速度ベクトルを観察すると、翼端間隙の翼腹面側では翼端間隙に向く速度ベクトルを確認した。翼端間隙内では図中下方に向く速度ベクトルを確認した。翼端間隙の翼背面側では翼付け根側に向く速度ベクトルを確認した。以上よりこれは図 39 に示す翼端漏れ流れであることを確認し、風洞実験で得られた結果のうち翼端漏れ流れであると推測していた部分も翼端漏れ流れであることがわかる。

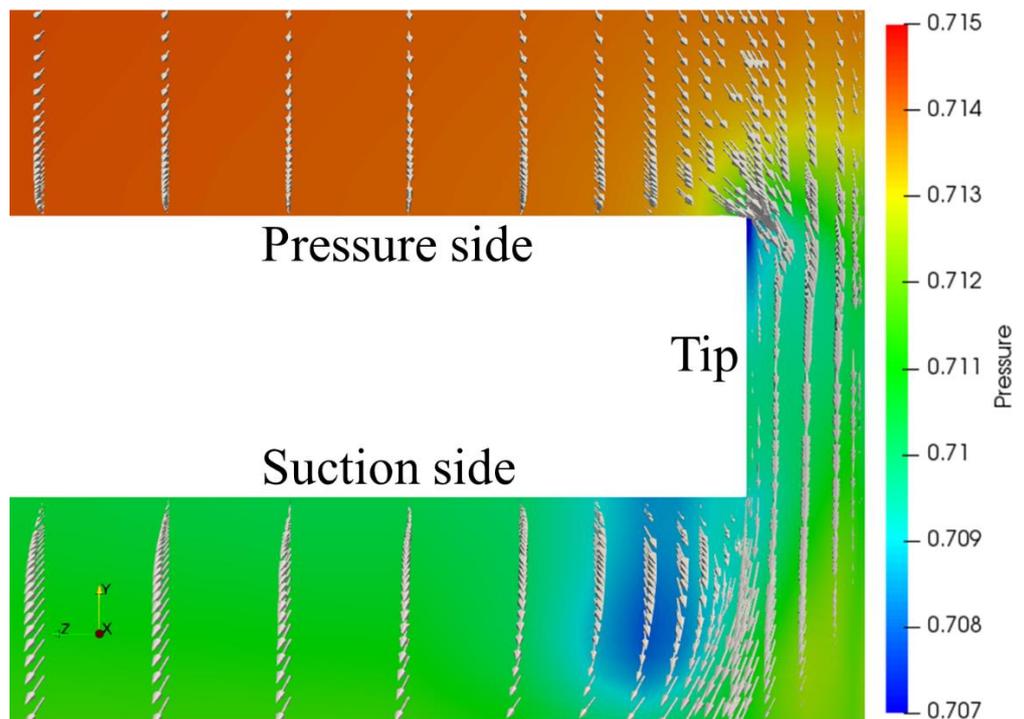


図 47 圧力分布と翼端間隙内の速度ベクトル

5.4.2 翼端漏れ渦の観察

風洞実験結果である図 36, 図 37 において翼端漏れ渦を推測した. この領域を数値解析上の渦度を観察し, 翼端漏れ渦の断定を行う. 渦度は以下の式で導出した.

$$\xi = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \quad (34)$$

図 48 は翼端間隙内の X 方向の渦度分布であり, X 軸に時計回りの渦を正として表す. 主流は図中の「Main flow」であり, 翼端から 2.5[mm]離れた断面を可視化している. 黒線は手前に存在する翼を投影したものである.

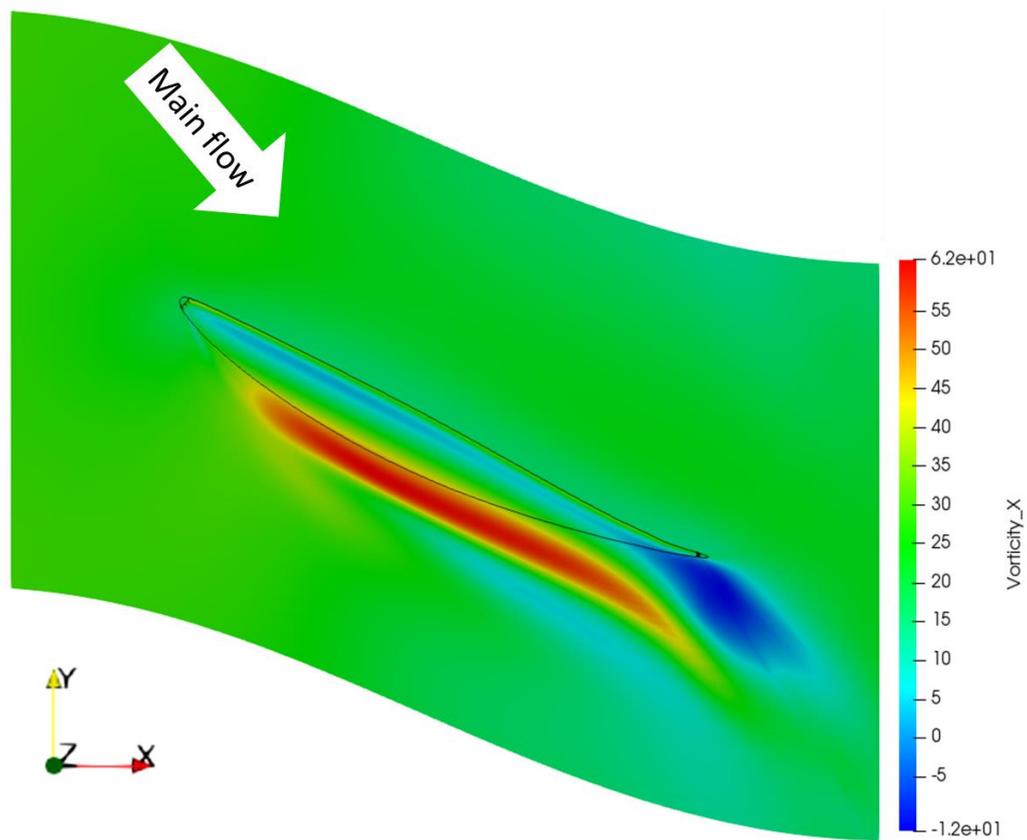


図 48 X 方向の渦度分布

X 方向に正の渦度分布を翼背面側に確認した．また負の渦度分布を翼端間隙内と翼背面側の後縁近傍に確認した．

負の渦度分布の部分を観察する．図 48 右下の領域において負の領域があるがこの領域は翼端漏れ渦を推察した領域であり，場所と渦の方向が一致する．そのため風洞実験で考察した結果は翼端漏れ渦であると考えられる．

第6章 失速特性改善への取り組み

6.1 手法

失速特性改善のモデル模索を、前章で述べた数値解析を用いて行う。風洞実験に提案モデルを応用する場合「investigations were too expensive and only few configurations could be tested.」 [4]と文献内で言及されている。そのため数値解析を用いてまず大まかな検討をし、数値解析上で高い効果が見込まれたものから風洞実験に適用し、その性能試験を行うこととした。今回は数値解析上で2つのモデルを試験し、その性能を比較した。

6.2 解析対象

既に実用例のあるケーシング・トリートメントでは翼端漏れ流れの一部を助長し、翼背面側に導くことで失速特性を改善する手法であり、その漏れの量が多くなることで圧力比を低下させたが、本研究ではその翼端漏れ流れを狙った部分に最小限導くことを期待し、翼端に溝加工を施す。この、失速特性改善を狙って施す翼端への加工を「チップ・トリートメント」と呼称することにする。

今回の解析では溝を翼弦線に垂直に施したモデルAと傾けたモデルBを実施した。モデルAを図 49、モデルBを図 50 に示す。モデルAは幅 2.5[%] Chord、深さ 5[%] Chord の溝を、溝の中心線が前縁から 2.5[%] Chord に位置するよう設け、翼弦線に対して垂直にした。この溝は翼腹面側から翼背面側に向けて翼端漏れ流れを通過させることで失速特性改善を狙ったものである。溝の図中上端は前縁から 2.72[%] Chord の位置に溝の中心があり、積極的に前縁部に近づけた。これは先行研究 [11] の結果より圧力上昇が著しい箇所である。先行研究の圧力分布を図 51 に示す。この圧力上昇の著しい領域より積極的に翼端漏れ流れを誘導できることを期待した。また同先行研究より、失速直前になるとスパン中央部に前縁から 15[%] Chord 付近の背面に剥離泡が発生することが確認されており、この剥離泡に翼端漏れ流れを当てることにより発生を防ぐことを期待した。モデルBは溝の大きさをモデルAと等しくし、翼端間隙側からみて翼弦線に垂直方向から食違い角の二倍である 52.6[deg]、時計回りに傾けた。なお、傾ける際の回転中心は翼弦線と溝の中心線の交点である。これも翼端漏れ流れを通過させることで失速特性改善を狙ったもので、溝の図中上端は前縁から 2.0[%] Chord の位置に溝の中心を取る。また前述の剥離泡は図中時計回りだが、上から供給される翼端漏れ流れを剥離泡左に当てることで、剥離泡を弱化させることを期待して溝に角度を付けた。その図を図 52 に示す。図中低圧部に図中時計回りの渦が確認され、翼端漏れ流れを渦上方左向きに当てる。溝の図中下端は前縁から 6.71[%] Chord の位置に溝の中心をとり、翼端漏れ流れは剥離泡の 8.29% Chord 上流に放出されると考えるが、主流の影響で幾分か後縁方向へ移動すると考え、モデルを作成した。

計算条件は数値解析上の失速点である流入角 58[deg] 近傍で行い、1[deg] ごとに流入角を変化させ、揚力係数の変化を観察した。なお、揚力係数は翼スパン方向断面における揚力係数 C_l から翼スパン全域における揚力係数 C_L を導出した。その式を式(35)に示す。翼スパン方向断面における揚力係数 C_l は、翼面圧力係数 C_p を翼弦方向に対して垂直な成分 C_{pn} と水平な成分 C_{pc} に分解し、翼弦方向に区分求積法により足し合わせた値 C_n と C_c 、食違い角 α を用いて式から求めた。翼スパン全域における揚力係数 C_L は、翼スパン方向断面における揚力係数 C_l と翼スパン方向の格子間隔を用い、翼スパン方向に区分求積法により足し合わせ翼にかかる揚力 L を求め、翼スパン長で除すことで求めた。

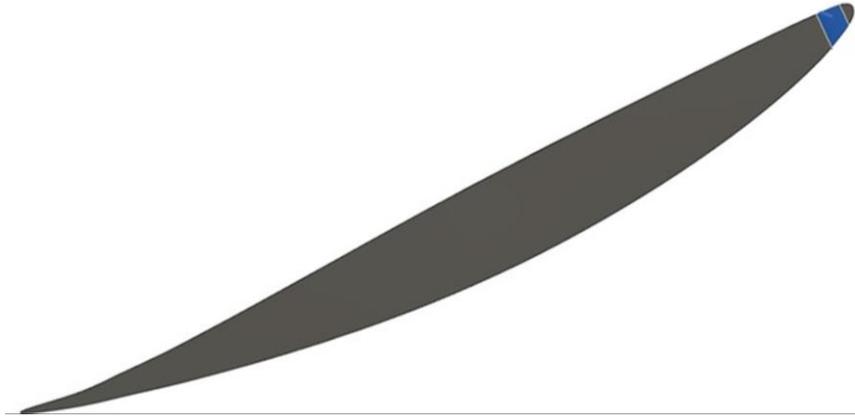


図 49 チップ・トリートメント(モデル A)

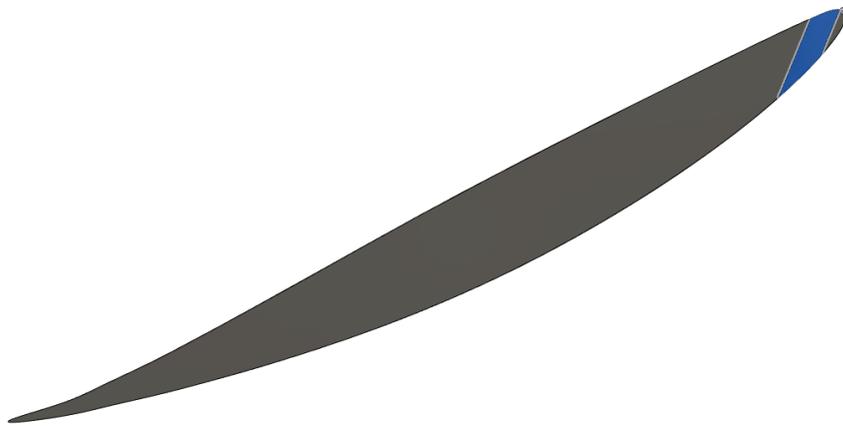


図 50 チップ・トリートメント(モデル B)

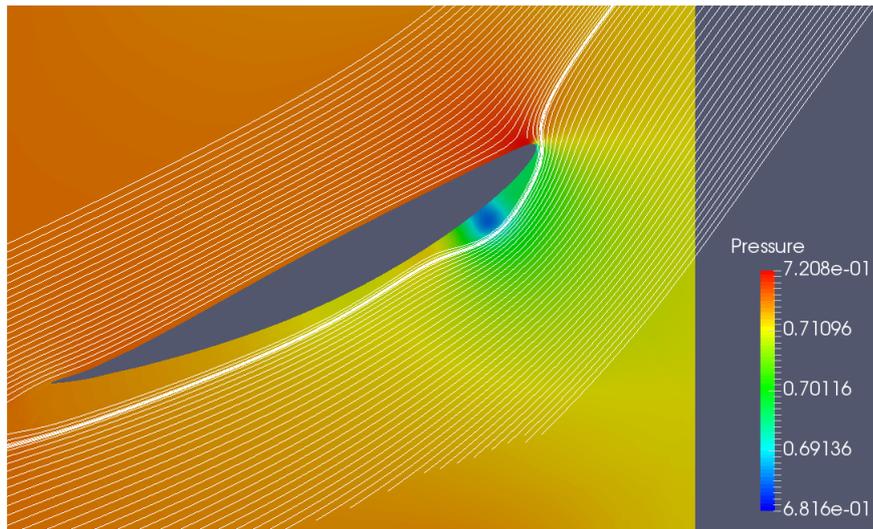


図 51 圧力分布と流線(流入角 54[deg]) [11]

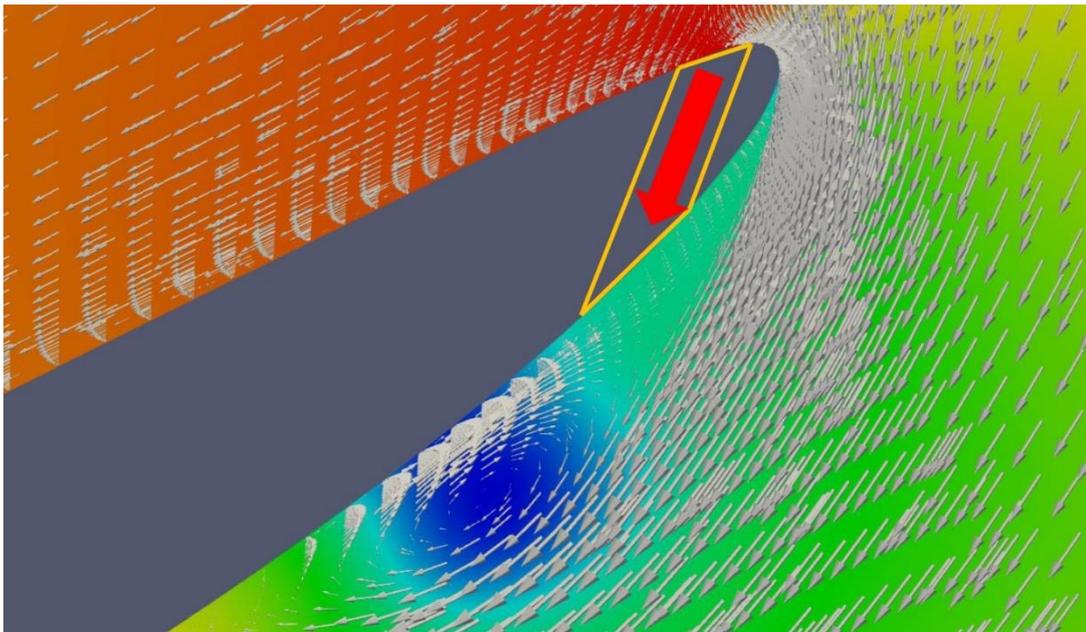


図 52 剥離泡にアプローチする翼端漏れ流れ予想

$$C_l = C_n \cos \alpha - C_c \sin \alpha \quad (35)$$

6.3 結果と考察

各モデルでの流入角と揚力係数を示す。チップ・トリートメントのない場合を表 10, モデル A のチップ・トリートメントを施したものを表 12, モデル B のチップ・トリートメントを施したものを

表 11 に示し, これらをグラフにしたものを図 53 示す。

図 53 よりチップ・トリートメントのないモデルは流入角 56[deg]で揚力係数が最大になり, 流入角 58[deg]まで低下したのち, 流入角 58[deg]から 59[deg]にかけて揚力係数が 0.35773[-]ほど低下し 46.88[%]の低下となった。また, 揚力係数が低下する前である流入角 55[deg]から 58[deg]にかけてはチップ・トリートメントのないモデルが最も大きな揚力係数を生じていた。

モデル A のチップ・トリートメントを施したモデルは流入角 57[deg]まで揚力係数が増加し続け, そののち低下に転じた。流入角 58[deg]から 59 [deg]にかけて揚力係数が 0.0128[-]ほど低下し, 1.73[%]の低下となった。そののち流入角 59[deg]から 60[deg]にかけて揚力係数が 0.038[-]ほど低下し, 5.50[%]の低下となった。また, 流入角 55[deg]から 58[deg]にかけてモデル B よりは揚力係数が大きかった。

モデル B のチップ・トリートメントを施したモデルは流入角 59[deg]まで揚力係数が増加し続け, そののち低下に転じた。流入角 60[deg]から 61[deg]にかけて揚力係数が 0.03139[-]ほど低下し, 4.18[%]の低下となった。そののち流入角 63[deg]から 64[deg]にかけて揚力係数が 0.17805[-]ほど低下し, 27.41[%]の低下となった。また, 流入角 55[deg]から 58[deg]にかけては最も揚力係数が小さい値となった。また揚力係数の最大値は流入角 59[deg]でとった 0.752[-]であったがチップ・トリートメントなしの最大値である 0.764[-]に届かなかった。

双方の結果を比較すると、揚力係数において 20[%]以上の大幅な低下はチップ・トリートメントなしの場合、流入角 58[deg]、チップ・トリートメントを施した場合 63[deg]となり、5[deg]の上昇を確認した。また、揚力係数の上昇から低下に転じる直前の流入角はチップ・トリートメントなしの場合、流入角 56[deg]、チップ・トリートメントを施した場合 59[deg]となり、3[deg]の上昇を確認した。また揚力係数の最大値はチップ・トリートメントなしのモデルが最も高く、次いでモデル A、モデル B となった。すなわち、チップ・トリートメントなしのモデルが最も揚力係数の最大値は大きいものの揚力係数が低下に転じる角度も最も低かった。逆にモデル B は揚力係数の最大値は他のモデルと比較して小さいが揚力係数の大幅な低下は他のモデルと比較して高い流入角で発生した。

表 10 迎角と揚力係数(チップ・トリートメントなし)

Inlet angle[deg]	CL[-]
55	0.758927038920944
56	0.765676738394519
57	0.764467813360487
58	0.763071235477815
59	0.405340634740882
60	0.358591410645675

表 11 迎角と揚力係数(モデル A)

Inlet angle[deg]	CL[-]
55	0.746166
56	0.750774
57	0.75432
58	0.753214
59	0.740436
60	0.70181

表 12 迎角と揚力係数(モデル B)

Inlet angle[deg]	CL[-]
50	0.620728269157222
55	0.679981413193375
56	0.683697653341906
57	0.698177483211151
58	0.717837799957304
59	0.752577359592598
60	0.751688771866191
61	0.720300631905131
62	0.660814267104899
63	0.649546882427193
64	0.471495095432689

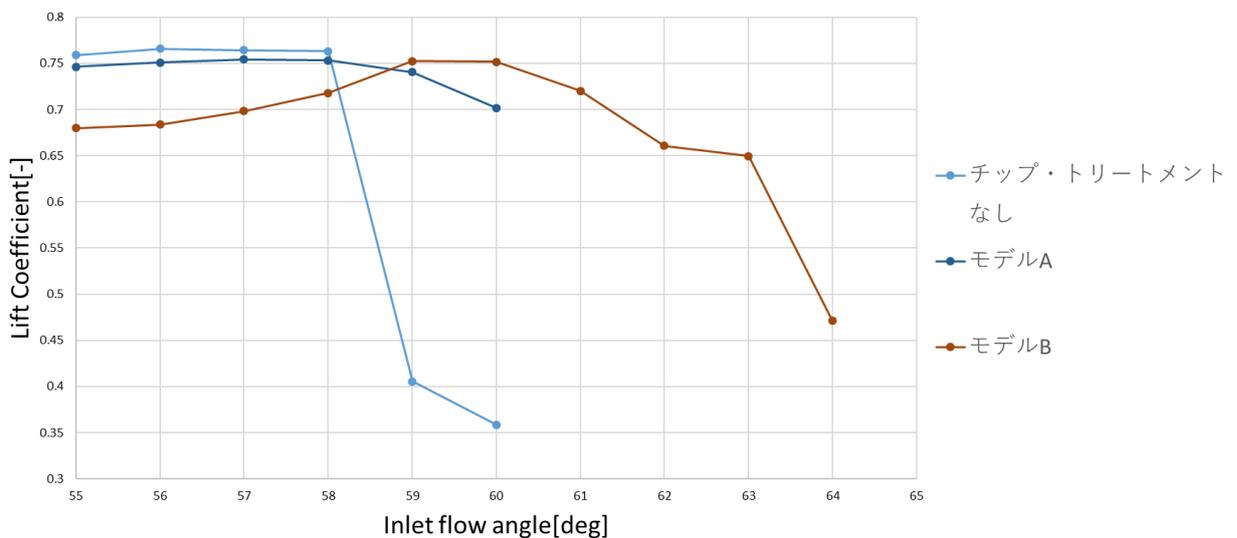


図 53 チップ・トリートメントが揚力係数に与える影響

迎角 55[deg]から 58[deg]の範囲においてチップ・トリートメントを施したモデル A, モデル B が, チップ・トリートメントなしのものより揚力係数が小さくなったことに関して考察する. チップ・トリートメントを追加する目的は腹面側に生じる圧力上昇の一部を翼端漏れ流れとして背面側に導くことで失速特性改善を狙うものである. そのためチップ・トリートメントを施した場合翼端漏れ流れの量が増し, その結果翼負荷の減少につながり揚力係数が減少したと考察する.

次にチップ・トリートメントが剥離泡に与える結果について考察する. 先行研究 [11]と同様に翼表面圧力の翼弦方向分布により剥離泡の挙動に注目する.

圧力係数 C_p は、ある位置における翼面圧力 q_l と主流の全圧 P および動圧 q を用いて式(36)より求める。

$$C_p = \frac{P - p_l}{q} \quad (36)$$

図 54 は流入角 54[deg]，翼端から 7[%] Span の位置での圧力係数分布である。剥離泡は翼端部では小さく，翼付け根に近づくほど大きくなる。7[%] Span は剥離泡が確認できる最も翼端に近い部分であり，チップ・トリートメントが剥離泡へ与える影響を顕著に観察できることを期待した。圧力係数分布において前縁から 8[%] Chord 部分でチップ・トリートメントなしモデルの背面側の圧力係数の減少量が低下し，圧力係数分布上に凸部を確認できるが，これは先行研究 [11]より本条件でこの領域に発生する圧力係数分布の再上昇は剥離泡である，ということが確認されている。

モデル A では上記の領域で圧力係数の上昇を最も抑制した。しかし 7[%] Chord 付近で圧力係数が上昇し 16[%] Chord で 3 モデル中最も低下，40[%] Chord 付近で再上昇し 3 モデル中最大，70[%] Chord 付近で再び低下し 3 モデル中最低，100[%] Chord で三度上昇し，3 モデル中最大，と今回解析を行ったモデルの中で最も上昇，下降が著しい圧力係数分布となった。参考にチップ・トリートメントなしの流入角 57[deg]，58[deg]，59[deg]の圧力係数分布を図 55 に示す。チップ・トリートメントなしの流入角 59[deg]は揚力係数が著しく低下した流入角であるが，その圧力係数は大きく潰れた形状で，特に 100[%] Chord の圧力係数が他と比較し大きな値となり，前縁剥離を起こしていると考察する。モデル A の結果では 100[%] Chord で圧力係数の上昇を見せているがこれはチップ・トリートメントによって促進された翼端漏れ流れが剥離泡をかき乱し，それが主流の影響により後縁側に移動させられた結果，翼背面側を大きく乱したと考察する。またモデル A は揚力係数の低下が他のモデルと比較し小さいがこれは剥離泡をかき乱したことにより翼背面側が乱流に遷移したことにより，揚力係数の低下を防いだと考察する。

次いでモデル B の圧力係数分布ではチップ・トリートメントなしのモデルと比較して剥離泡と思われる 5.77[%] Chord の上昇部分ではほぼ同値であるが 9.61[%] Chord ではチップ・トリートメントなしのモデルより圧力係数の上昇が抑えられている。このことより，当初の目的であった剥離泡の弱化はできていないが，剥離泡が後縁へ進展することを抑制していると考察する。また 10[%] Chord より後縁はチップ・トリートメントなしのモデルとほぼ等しい分布となった。

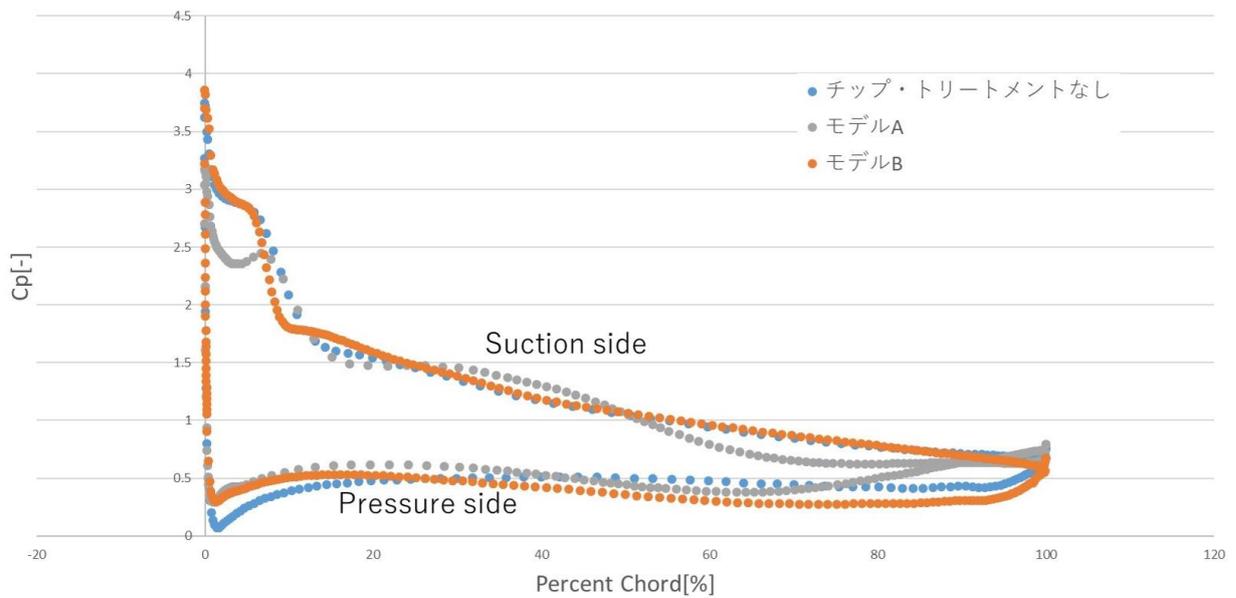


図 54 流入角 54[deg]の時の圧力係数分布

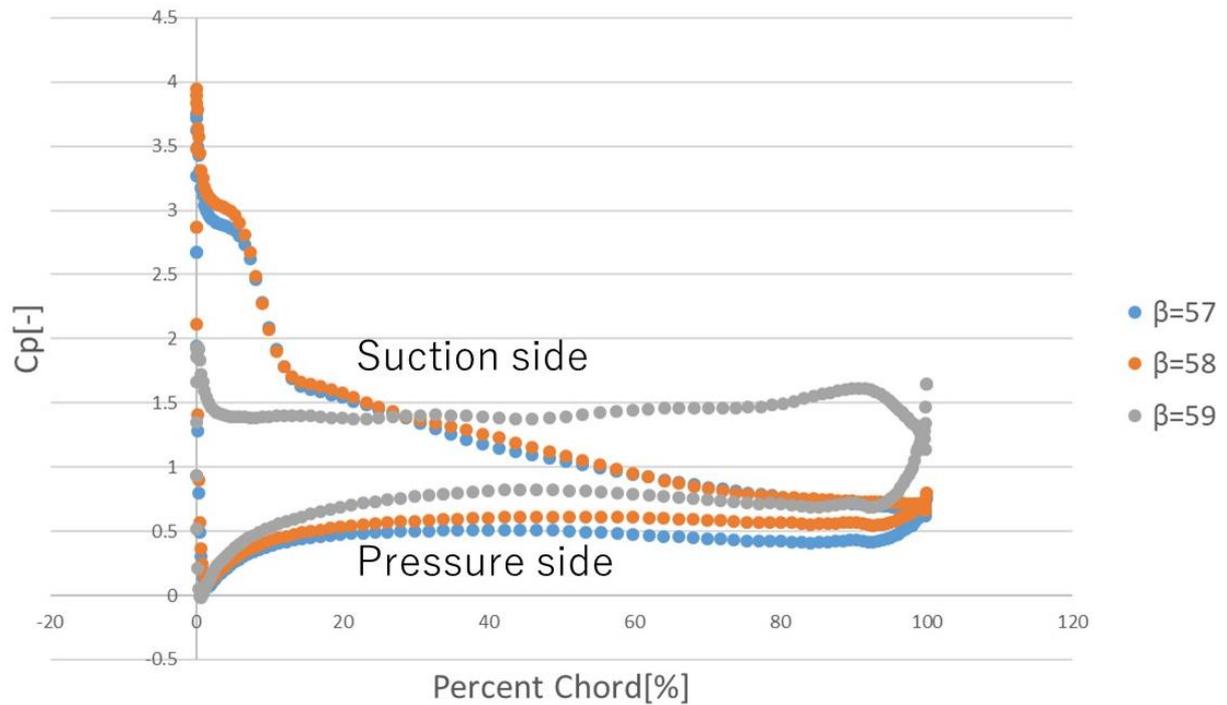


図 55 揚力係数低下時の圧力係数分布(チップ・トリートメントなしモデル)

6.4 まとめ

本章では失速特性改善手法の提案として翼端への溝加工を行った。剥離泡へのアプローチを目的に溝加工の形状を検討し、揚力係数の比較を行った。その結果揚力係数の低下を遅らせることができ、失速特性改善の見通しが立ったと考える。また剥離泡への影響は圧力係数分布を観察し、剥離泡を弱化するには至らなかったが後縁への進展を抑制でき、揚力係数の低下を遅らせることができた。しか

し揚力係数のみを観察し失速を判断した点，圧力係数分布で剝離泡に関する判断をした点など直接的な観測を行うに至っていない部分もあり，今後さらに検討を要する部分であると考察する．

第7章 結言

本研究は軸流圧縮機の圧力比、効率の低下を最小限に抑えた失速特性改善手法を提案することを最終目的とし、直線翼列の翼端漏れ流れを計測するために直線翼列を備えた風洞とナビエ・ストークス方程式を用いた数値解析を行った。また結果を比較すると数値計算は風洞実験の特徴を捉えることができていると判断でき、本研究では数値解析上で失速特性改善手法の試算を行った。

計測は直線翼列を備えた風洞で行い、翼端間隙内スパン方向の流速分布を計測し翼端漏れ流れ、翼端漏れ渦を推定したが、流速のみの取得としたため、それらを推定するまでにとどまった。

解析ではナビエ・ストークス方程式を解き、解析自体の信頼性確保のためまず風洞実験と同条件で解析を行い、風洞実験の結果を模擬できていると判断した。次いでそのモデルの結果の速度ベクトル、圧力分布、渦度分布を観察することにより、風洞実験で得られた結果は翼端漏れ流れ、翼端漏れ渦であることを確認した。

失速特性改善手法の提案では翼端へ溝加工を施し、先行研究より知られていた剝離泡を弱化させる方向に翼端漏れ流れを導いた結果、揚力係数が大幅に減少する迎角を5度上昇させた。また圧力係数分布を観測すると剝離泡の成長を抑制していることが考察された。

今後はさらに翼端への溝加工のモデルを模索し、評価の高いモデルについては風洞実験に応用し、そこで評価を行う必要がある。また、レーザードップラー流速計を用いた計測では翼背面後縁近傍で特徴的な領域が観測されたため、今後はこの領域の計測点を増やし詳細な現象の追及を行う必要がある。

謝辞

本論文は筆者が高知工科大学大学院工学研究科基盤工学専攻知能機械工学コース在学中の研究成果をまとめたものである。野崎理教授には公私問わず、非常に手厚いご指導を戴いた。ここに深く感謝の意を表す。また有益な助言をいただき、指導していただいた荻野要介講師、卒業生の伊志嶺朝史氏に感謝の意を表す。そして航空エンジン超音速流研究室の高島涼太郎君をはじめ佐藤拓君、森下勇希君、沼野翔泰君、野老山将悟君には実験の補助をしていただいた。ここに感謝の意を表す。そして直線翼列用の翼の製作に、厳しい要件と納期に快諾していただいた株式会社坂本技研様ならびに山本健児様に感謝の意を表す。最後に航空エンジン超音速流研究室の各位には研究進展にあたり日頃より意見、助言をいただき、感謝の意を表す。

文献

- [1] 一般財団法人 日本航空機開発協会, “航空機需要予想,” [オンライン]. Available: http://www.jadc.jp/files/topics/140_ext_01_0.pdf.
- [2] “Wikipedia,” [オンライン]. Available: https://ja.wikipedia.org/wiki/サザン航空_242_便墜落事故. [アクセス日: 17 1 2021].
- [3] 山口信行, “ケーシング・トリートメント,” *ターボ機械*, 第 12 巻, 第 9 号, pp. 558-567, 1984.
- [4] Roberto Biollo and Ernesto benini, “State-of-Art of transonic Axial Compressors,” University of Padova, Italy, 2011.
- [5] 横山達也, “直線翼列の後流計測法の確立および周期性の確保,” 高知工科大学, 2018.
- [6] ニッカル商工株式会社, “アルミハニカムコア,” [オンライン]. [アクセス日: 18 01 2021].
- [7] 山城紹吾, “圧縮機翼列の内部流れに関する研究,” 高知工科大学, 香美市, 2015.
- [8] L. Joseph Herrig, James C. Emery, John R. Erwin, “SYSTEMATIC TWO-DIMENSIONAL CASCADE TESTS OF NACA 65-SERIES COMPRESSOR BLADES AT LOW SPEEDS,” NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, WASHINGTON, 1951.
- [9] 公益社団法人 日本ガスタービン学会, *ガスタービン工学*, 新宿区: 公益社団法人 日本ガスタービン学会, 2017.
- [10] 日本機械学会, “三次元翼の翼端渦,” 著: 写真集 *流れ*, 丸善株式会社, 1984, p. 83.
- [11] 伊志嶺朝史, “圧縮機翼列の翼端流れ制御による失速特性改善,” 高知工科大学大学院, 2019.
- [12] P.R. Spalart, S.R. Allmaras,, “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows.,” ONERA, 1994.

付録 A 直線翼列用翼図面

